



Universidad
Carlos III de Madrid

GRADO EN INGENIERÍA ELECTRÓNICA INDUSTRIAL Y AUTOMÁTICA

DEPARTAMENTO DE SISTEMAS Y AUTOMÁTICA

TRABAJO FIN DE GRADO

AUTONOMOUS INDOOR-FLIGHT QUADROTOR AND FLIGHT CONTROLLER

Autor: Eduardo Martín Blecua

Director: Javier González-Quijano Álvarez

Tutor: Juan Carlos González Vítores

Madrid, Octubre 2014

Copyright ©2014. Eduardo Martín Blecua

Esta obra está licenciada bajo la licencia Creative Commons

Atribución-NoComercial-SinDerivadas 3.0 Unported (CC BY-NC-ND 3.0). Para ver una copia de esta licencia, visite <http://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/3.0/deed.es> o envíe una carta a Creative Commons, 444 Castro Street, Suite 900, Mountain View, California, 94041, EE.UU.

Todas las opiniones aquí expresadas son del autor, y no reflejan necesariamente las opiniones de la Universidad Carlos III de Madrid.

Título: Autonomous Indoor-Flight Quadrotor and Flight Controller

Autor: Eduardo Martín Blecua

Director: Javier González-Quijano Álvarez

Tutor: Juan Carlos González Vítores

EL TRIBUNAL

Presidente: María Carmen Vázquez García

Vocal: María Ángeles Moreno López de Saa

Secretario: Alberto Jardón Huete

Realizado el acto de defensa y lectura del Trabajo Fin de Grado el día 7 de octubre de 2014 en Leganés, en la Escuela Politécnica Superior de la Universidad Carlos III de Madrid, acuerda otorgarle la CALIFICACIÓN de:

VOCAL

SECRETARIO

PRESIDENTE

Agradecimientos

Debo dar las gracias, en primer lugar, al Departamento de Automática de la Universidad Carlos III de Madrid. Su incesante labor educadora y la predisposición de sus profesores para resolver dudas, poner infraestructuras a disposición de los alumnos, sugerir soluciones y ayudar en general, tanto en labores académicas como en mis proyectos personales han jugado un papel fundamental en el desarrollo de este proyecto y en mi formación como estudiante.

Además, quiero agradecer especialmente a mi director de proyecto Javier González-Quijano Álvarez y a mi tutor de proyecto Juan Carlos González Vítores. Los cuales han sabido guiarme en esta empresa y orientarme con pericia, alejándome de soluciones excesivamente complejas e indicándome caminos más sencillos y prácticos para multitud de problemas que han surgido en el desarrollo del proyecto.

Finalmente, debo presentar mi más sincera gratitud a mis amigos y familiares, que han tenido paciencia y han tratado de prestar su apoyo siempre que les ha sido posible.

Resumen

Este proyecto surge en el Grupo de Vehículos Aéreos No Tripulados de la Asociación de Robótica de la Universidad Carlos III de Madrid, el cual siempre ha contado con la colaboración del Departamento de Sistemas y Automática de la misma Universidad. Gracias al mismo se ha podido disponer de diversos recursos que han facilitado en gran medida el desarrollo de este proyecto.

El objetivo de este trabajo es desarrollar una plataforma aérea que permita la investigación de algoritmos de navegación y generación de trayectorias para quadrotores de vuelo en interiores de forma segura. Tanto el desarrollo del proyecto como las investigaciones futuras que se realicen sobre esta plataforma tendrán como finalidad la implementación de un UAV para tareas de búsqueda y rescate en entornos cerrados.

Por estos motivos este proyecto busca el diseño de un quadrotor compacto, robusto y de bajo coste. Así mismo, debe disponer de espacio que permita acoplar con facilidad gran variedad de instrumentación. Para ello, la plataforma aérea contará con los requisitos que permitan, en desarrollos futuros, embarcar en el quadrotor sistemas de visión por computador u otros sistemas auxiliares para dichas tareas de búsqueda y rescate.

El proyecto se llevará a cabo en tres bloques diferenciados. En primer lugar se diseñará un quadrotor, mediante el uso de programas CAD y orientado a la fabricación mediante técnicas de prototipado rápido y de bajo coste. En segundo lugar se implementará un software de control de estabilidad que permita controlar la posición y orientación de la aeronave. Por último, se implementará un software de evasión de obstáculos que permita al quadrotor evitar colisiones con obstáculos estacionarios.

Palabras clave: quadrotor, búsqueda y rescate, bajo coste.

Abstract

This project is born within the Unmanned Aerial Vehicles group from the Robotics Association at University Carlos III de Madrid, always counting with the collaboration of the Systems and Automation Department, which has lent various resources which have aided tremendously in the development of this project.

The objective of this work is to develop an aerial platform that allows research in navigation algorithms as well as trajectory generation for indoor-flight quadrotors in a safe manner. The project development and the future research that will be undertaken in this platform will aim to find applications in search and rescue tasks in closed environments.

It is for these reasons that this project seeks the design of a compact, sturdy, and low cost quadrotor. The aircraft must additionally allow space to enable the attachment of a wide variety of instruments. To that end, the aerial platform will gather the requirements that allow, in future developments, embarking computer vision systems or other auxiliary systems for the mentioned search and rescue tasks.

The project will be undertaken in three different parts. First a quadrotor will be designed, using CAD programs and oriented to fast prototyping and low cost manufacturing techniques. Then, a stability control software will

be implemented. This software will be in charge of controlling the position and orientation of the aircraft. Finally, an obstacle avoidance software will be implemented. This software will allow the quadrotor to detect and avoid stationary obstacles.

Keywords: quadrotor, search and rescue, low cost.

Índice general

Agradecimientos	III
Resumen	IV
Abstract	VI
1. Introducción y análisis del proyecto	1
1.1. Introducción	1
1.2. Estado del arte	3
1.2.1. Quadrotores autónomos de bajo coste	3
1.2.2. Ajuste automático de reguladores PID	5
1.2.3. <i>Intelligent Fitness Approximation Based Optimization: iFABO</i>	7
1.3. Marco legal	8
1.4. Objetivos y especificaciones	9
1.5. Organización de la memoria	10
2. Metodología de diseño y componentes principales	12
2.1. Metodología de diseño y condiciones iniciales	12
2.1.1. Metodología de diseño	12
2.1.2. Condiciones iniciales	14
2.2. Componentes mecánicos del quadrotor	18

2.2.1.	Hélices	18
2.2.2.	Turbinas	20
2.2.3.	Motores	22
2.2.4.	Batería para prototipo con hélices	24
2.2.5.	Batería para prototipo con turbinas	27
2.2.6.	Elección de componentes	28
2.3.	Electrónica de abordó del quadrotor	28
2.3.1.	Sensor inercial	28
2.3.2.	Microcontrolador	32
2.4.	Piloto Automático	33
2.4.1.	Sensores de ultrasonidos	34
2.4.2.	Módulo <i>Bluetooth</i>	36
2.4.3.	Receptor/emisor de radiofrecuencia	37
2.4.4.	Reguladores de velocidad	37
2.4.5.	Sistemas auxiliares	38
3.	Diseños <i>CAD</i>, impresión 3D y fabricación	40
3.1.	Herramientas <i>CAD</i> y de impresión 3D utilizadas	40
3.1.1.	Herramientas <i>CAD</i>	40
3.1.2.	Análisis por elementos finitos	42
3.1.3.	Herramientas de impresión 3D	46
3.2.	Diseño 1	48
3.3.	Diseño 2	50
3.4.	Construcción final de prototipos	52
3.4.1.	Construcción del Diseño 1	53
3.4.2.	Construcción del Diseño 2	55
3.4.3.	Análisis de las vibraciones en la estructura	58

3.4.4. Vibraciones en el Diseño 2	60
3.4.5. Conclusiones del análisis de vibraciones	61
4. Diseño del software y algoritmos de aprendizaje	62
4.1. Diseño del software de control de vuelo	62
4.1.1. Arquitectura de control	62
4.1.2. Control de estabilidad	64
4.1.3. Control humano	65
4.1.4. Navegación y evasión de obstáculos	65
4.2. Obtención del modelo dinámico del quadrotor	66
4.2.1. Mecánica del sólido rígido	66
4.2.2. Simulaciones en <i>MATLAB</i> del modelo dinámico . .	68
4.2.3. Validación en el prototipo	69
4.3. Algoritmo de estabilidad PID	69
4.3.1. Pruebas de concepto	70
4.3.2. Simulaciones en <i>MATLAB</i> del algoritmo PID . . .	70
4.3.3. Control mediante <i>RC</i>	72
4.3.4. Pruebas en el prototipo anclado	73
4.4. Algoritmo de evasión de obstáculos	74
4.4.1. Secuencia de lectura de los sensores de ultrasonidos	74
4.4.2. Simulaciones en <i>MATLAB</i>	75
4.5. Ajuste automático de PID: algoritmo <i>iFABO</i>	77
4.5.1. Aprendizaje mediante aproximación de función de coste	77
4.5.2. Simulaciones en <i>MATLAB/Simulink</i>	78
5. Conclusiones	81
5.1. Diseño 1	81

<i>ÍNDICE GENERAL</i>	XI
5.2. Diseño 2	82
5.3. Sistema de control de vuelo	83
5.4. Algoritmo <i>iFABO</i>	83
5.5. Desarrollos futuros	84
Bibliografía	85
Anexos	88
A. Presupuesto	89
B. Planos del Diseño 1	92
C. Planos del Diseño 2	107

Índice de figuras

1.1. <i>Drone Predator</i> ©NATO Special Operations Coordination Centre	1
1.2. Quadrotor <i>Walkera QR X350</i> ©Walkera	2
1.3. Quadrotor <i>AR Drone 1.0</i> ©Nicolas Halftermeyer	3
1.4. Quadrotores del ETH ©ETH Zurich	4
2.1. Esquema del modelo de diseño cíclico ©Autodesk, Inc. . .	13
2.2. Envergadura máxima de la estructura	15
2.3. Ángulos de <i>roll</i> y <i>pitch</i>	17
2.4. Ángulo de <i>yaw</i>	18
2.5. Hélices de 6x4	19
2.6. Momentos generados en cada brazo	20
2.7. Motor de la turbina eléctrica	21
2.8. Turbina eléctrica de 60mm de diámetro	21
2.9. Motores de 2200 KV	23
2.10. Conjunto de hélice y motor	24
2.11. Batería de 2800 mAh	25
2.12. Características del consumo eléctrico	25
2.13. Cargador y batería <i>LiPo</i>	26
2.14. Características generales de la aeronave	27
2.15. Características del consumo eléctrico	27

2.16. Características generales de la aeronave con turbinas . . .	28
2.17. <i>ArduIMU V3</i>	29
2.18. <i>GY85</i>	29
2.19. Principio de funcionamiento del acelerómetro © <i>Measurement Specialties</i>	30
2.20. Principio de funcionamiento del giróscopo © <i>Huikai Xie y Gary K. Fedder</i>	31
2.21. Principio de funcionamiento del magnetómetro © <i>Aerospace Students</i>	31
2.22. <i>Arduino Nano</i>	32
2.23. Pilotos automáticos (<i>MultiWii Pro</i> izq., Autopiloto propio dcha.)	34
2.24. Sensores de ultrasonidos	35
2.25. Módulo <i>Bluetooth</i>	36
2.26. Regulador de velocidad de 30 A	38
2.27. <i>BeagleBone Black</i>	39
3.1. Interfaz de creación de documento de <i>SOLIDWORKS</i> . . .	41
3.2. Interfaz de trabajo en pieza de <i>SOLIDWORKS</i>	41
3.3. Interfaz de trabajo en planos de <i>SOLIDWORKS</i>	42
3.4. Interfaz de generación de mallas de <i>ANSYS</i>	43
3.5. Análisis de tensiones normales en <i>ANSYS</i>	44
3.6. Análisis estadístico de la calidad de la malla	44
3.7. Análisis de tensiones cortantes en <i>ANSYS</i>	45
3.8. Impresora 3D <i>Prusa Air i2</i>	46
3.9. Interfaz de <i>Repetier</i>	47
3.10. Interfaz de <i>Slic3r</i>	47

3.11. Componentes del Diseño1 modelados y posicionados	48
3.12. Estructura del Diseño1	49
3.13. Diseño 1 completo	50
3.14. Estructura compuesta de aluminio y piezas impresas . . .	51
3.15. Componentes del Diseño 2 modelados y posicionados . . .	51
3.16. Diseño 2 completo	52
3.17. Diseño 1 vista lateral	54
3.18. Diseño 1 vista frontal	55
3.19. Acoplamiento del motor al brazo	56
3.20. Estructura del Diseño 2	56
3.21. Estructura con componentes de potencia del Diseño 2 . . .	57
3.22. Prototipo del Diseño 2 finalizado	58
3.23. Ambos diseños lado a lado	59
3.24. Quadrotor suspendido en la estructura de pruebas	59
3.25. Medición de las vibraciones sin actuadores en funcionamiento	60
3.26. Medición de las vibraciones generadas por las turbinas . .	60
3.27. Medición de las vibraciones generadas por las hélices . . .	61
4.1. Diagrama de la arquitectura de control	63
4.2. Matriz de inercia respecto al centro de masa ©Eduardo Martín	67
4.3. Modelo en <i>MATLAB/Simulink</i>	68
4.4. Quadrotor anclado en la estructura de pruebas	69
4.5. Estructura balancín	71
4.6. Visualización de la simulación	72
4.7. Receptor <i>RC</i> conectado	73
4.8. Alcance y amplitud de los sensores de ultrasonidos	75
4.9. Numeración de los sensores	76

4.10. Inclinación máxima permisible	77
4.11. Visualización de la simulación	79
4.12. Función de coste y puntos de búsqueda	79
4.13. Inclinación máxima permisible	80
5.1. Estructura futura con anillos de protección	82

Capítulo 1

Introducción y análisis del proyecto

1.1. Introducción

El campo de los vehículos aéreos no tripulados ha sufrido un crecimiento exponencial en los últimos años tanto en el sector militar (Figura 1.1) como en el civil y especialmente en este último. Actualmente se están empleando *UAVs* (*Unmanned Aerial Vehicles*) en el ámbito civil, no solo en el mundo del aeromodelismo, también para la grabación de eventos, la fotografía aérea e incluso se plantea su uso en el futuro para el transporte de pequeñas mercancías.



Figura 1.1: *Drone Predator ©NATO Special Operations Coordination Centre*

Sin embargo, la gran mayoría de las aplicaciones actuales aun requieren la presencia de un operador humano. Esto incrementa los costes de cualquier

aplicación comercial y plantea dificultades en situaciones tales como las operaciones de búsqueda y rescate en entornos cerrados, en las que no siempre es fácil mantener la comunicación entre la aeronave y el operador humano.



Figura 1.2: Quadrotor *Walkera QR X350* © *Walkera*

Por estos motivos, el objetivo principal del proyecto vigente es el desarrollo de un prototipo de quadrotor que facilite la investigación con algoritmos destinados a reducir o eliminar la necesidad del componente humano en las operaciones de búsqueda y rescate. Para ello, el quadrotor debe ser capaz de cargar con la instrumentación que requieran estos algoritmos. Además, es necesario que el quadrotor cuente con un sistema de control de vuelo que le permita mantener la estabilidad e impedir colisiones con obstáculos estacionarios tales como paredes o escombros. Todo ello manteniendo en mente los requisitos de robustez y bajo coste, de manera que el conjunto sea una plataforma de investigación asequible y fiable.

1.2. Estado del arte

1.2.1. Quadrotores autónomos de bajo coste

Una plataforma muy popular para investigación en navegación autónoma de quadrotores es el AR Drone 1.0 de la compañía Parrot. Este quadrotor, que puede apreciarse en la figura 1.3, además de la sensorización inercial convencional, embarca también una cámara vertical y otra horizontal y un sensor de ultrasonidos que utiliza como altímetro. Su ordenador de abordo funciona con una distribución del sistema operativo Linux, lo que le proporciona una gran versatilidad a la hora de su programación. Por estos motivos se ha convertido en una plataforma de investigación de referencia. Cabe destacar el uso que ha hecho de este dron el Departamento de Informática de la Universidad Técnica de Munich (*TUM*) [6].



Figura 1.3: Quadrotor *AR Drone 1.0* ©Nicolas Halftermeyer

El *AR Drone* facilita la investigación al proporcionar una plataforma fiable sobre la que trabajar. Sin embargo, carece de flexibilidad respecto al hardware embarcado. No cuenta con puntos de sujeción ni espacio para acoplar instrumentación adicional, de modo que limita la investigación a las tareas que puedan realizarse con la plataforma original.

Otro grupo de investigación muy destacable por su trabajo con quadrotores autónomos es el Instituto para la Dinámica de Sistemas y Control del ETH de Zurich. Sus algoritmos de control permiten a sus quadrotores realizar una gran diversidad de tareas de forma autónoma, tales como tareas de construcción, trabajo cooperativo entre varias aeronaves y maniobras de vuelo de alta precisión [3].



Figura 1.4: Quadrotores del ETH ©ETH Zurich

Sin embargo, estas aeronaves solo son capaces de desarrollar dichas tareas en un ambiente muy controlado y mediante el uso de cámaras externas para determinar con precisión la localización de cada quadrotor [4]. Esto limita las aplicaciones en ambientes caóticos como zonas de desastres naturales y operaciones de búsqueda y rescate. Otros grupos de investigación también han desarrollado líneas de investigación similares con las mismas limitaciones [5]. Además, debido al uso de equipo de alta precisión como las cámaras calibradas, este enfoque dista de los objetivos de bajo coste que pretende alcanzar este proyecto.

Un buen ejemplo del uso de componentes y técnicas de bajo coste es el proyecto *Xpider* de la Universidad Rey Juan Carlos [14]. El quadrotor desarrollado en el proyecto *Xpider* cumple con muchos de los objetivos que

busca el proyecto vigente, sin embargo la sensorización e instrumentación embarcadas no permiten una autonomía total de la aeronave.

Con estos ejemplos se ha tratado de resumir el estado del arte en cuanto a quadrotores de navegación autónoma. Tras analizar los mismos se concluye que hay un vacío en las plataformas disponibles actualmente, de modo que este proyecto buscará desarrollar un hardware que sea más apropiado para investigación en quadrotores para tareas de búsqueda y rescate. A continuación se tratará el estado del arte en el ámbito del software que irá embarcado en la aeronave.

1.2.2. Ajuste automático de reguladores PID

Para abordar el problema del control de estabilidad del quadrotor hay una gran variedad de enfoques. El más extendido, tanto por su simplicidad como por sus buenos resultados, es el control de la posición angular de los ejes de *roll*, *pitch* y *yaw* mediante un regulador PID. En este proyecto se seguirá esta tendencia y se optará por implementar un regulador PID cuyos parámetros habrá que ajustar para que el quadrotor pueda volar de forma estable.

Una manera de abordar este ajuste de parámetros consiste en la realización de ensayos en banco de pruebas y en vuelo [1]. De este modo, los parámetros se ajustan manualmente en función de las observaciones realizadas durante las pruebas. Este método suele aplicarse a problemas como el control de estabilidad de un quadrotor en ambientes no académicos, y en general da buenos resultados. Sin embargo, los parámetros obtenidos de este modo tienden a ser válidos únicamente en las condiciones de vuelo en

las que se han llevado a cabo las pruebas y pueden llevar a situaciones de inestabilidad bajo condiciones diferentes. Esto se debe a que las pruebas deben realizarse en un rango muy pequeño del espacio de búsqueda total, de lo contrario se correría el riesgo de desestabilizar y estrellar la aeronave.

Teniendo en cuenta estas limitaciones, se ha optado en este proyecto por comenzar con un PID obtenido mediante un ajuste manual [2]. Así se parte de una base que permite mantener la estabilidad del quadrotor en un cierto rango de fases de vuelo. A continuación, mediante el uso de algoritmos de ajuste automático, se pretende explorar el espacio de búsqueda de parámetros del PID de manera inteligente, para así dar con una combinación de parámetros que permitan mantener la estabilidad de la aeronave en condiciones de vuelo más exigentes.

Existen una gran variedad de algoritmos que pueden emplearse para el ajuste automático de los parámetros de un PID. Los más sencillos se basan en el cálculo del gradiente de una función de coste. En esta función (ver expresión 1.1) se tendrían en cuenta diversas variables, tales como el tiempo de estabilización, el error en régimen permanente o el esfuerzo de los actuadores.

$$\begin{aligned}
 e_\phi &= K_d \dot{\phi} + K_p \int_0^T \dot{\phi} dt + K_i \int_0^T \int_0^T \dot{\phi} dt dt \\
 e_\theta &= K_d \dot{\theta} + K_p \int_0^T \dot{\theta} dt + K_i \int_0^T \int_0^T \dot{\theta} dt dt \\
 e_\psi &= K_d \dot{\psi} + K_p \int_0^T \dot{\psi} dt + K_i \int_0^T \int_0^T \dot{\psi} dt dt
 \end{aligned} \tag{1.1}$$

El principal inconveniente de este método, es que limita los posibles resultados al límite local más cercano a la región en la que se comience

la búsqueda, pudiendo quedar sin evaluar parámetros que darían mejor resultado.

Otro enfoque común en este tipo de problemas caracterizados por su gran complejidad, es el uso de algoritmos basados en técnicas de optimización estocásticas, tales como los algoritmos genéticos [13]. Este tipo de algoritmos, si se emplean correctamente, pueden ampliar el rango de búsqueda y permitir encontrar parámetros para el PID más eficaces. Sin embargo, a menudo requieren un gran número de iteraciones para llegar a resultados satisfactorios y, en el caso de esta aplicación, el tiempo de evaluación de la función de coste (ya sea en simulación o mediante pruebas en vuelo) limita la cantidad de ensayos que se pueden llevar a cabo. El problema requiere el uso de una heurística de búsqueda más eficiente, que permita obtener una solución viable con el menor número de ensayos posible.

1.2.3. *Intelligent Fitness Approximation Based Optimization: iFABO*

Existen actualmente una gran variedad de algoritmos cuya heurística de búsqueda resulta eficiente en la resolución de este tipo de problemas. Se trata de los algoritmos basados en la aproximación de la función de coste, este enfoque también se conoce como *Surrogate Approach*. De este modo, con cada evaluación de dicha aproximación, se obtiene un nuevo rango en el espacio de búsqueda en el que cabría esperar un mejor comportamiento del PID. Este rango se evalúa a continuación en la verdadera función de coste, de manera que con cada iteración se refinan tanto la solución como la propia aproximación del coste del sistema [15].

Dentro del ámbito de los algoritmos basados en el *Surrogate Approach*, cabe destacar el algoritmo *iFABO* (*intelligent Fitness Approximation Based Optimization*) [9]. Su principal atractivo estriba en el uso de regresores gaussianos para la aproximación de la función de coste. De este modo, en cada exploración del espacio de búsqueda, no solo se emplea una heurística más eficiente, sino que además se obtiene la varianza de nuestra aproximación con respecto a la verdadera función de coste.

Esta característica es especialmente útil en este proyecto, dado que permite explorar el espacio de búsqueda de parámetros para el PID de manera segura, sin alejarse con demasiada brusquedad del entorno de funcionamiento conocido.

1.3. Marco legal

El aumento del uso de vehículos aéreos no tripulados ha fomentado que las autoridades se propongan la creación de un marco legislativo que regule su uso para actividades civiles. Actualmente es *AESA* (Agencia Estatal de Seguridad Aérea) la organización competente para la regulación de las actividades realizadas con *drones* o vehículos aéreos no tripulados. Dicha organización ya ha redactado una normativa previsional que ha sido publicada en el BOE a día de 5 de julio de 2014 [7].

En dicha normativa se estipulan las condiciones que deben cumplir las aeronaves y sus operadores en función del peso en el despegue de las mismas. Sin embargo, AESA solamente es competente para regular el espacio aéreo, quedando fuera de este los interiores de edificios y viviendas. Ello

quiere decir que, en la actualidad, no existe un marco legislativo que regule el uso de vehículos aéreos no tripulados en interiores.

1.4. Objetivos y especificaciones

Teniendo en cuenta las motivaciones del proyecto y el estado del arte en los campos pertinentes, se han considerado abordables y necesarios en este proyecto los requisitos que se especifican a continuación:

- **Diseño de la estructura de un quadrotor:** observando el bajo coste y la robustez y con espacio para acoplar una cierta instrumentación como carga útil de hasta 200 gramos.
- **Software de control de estabilidad:** debido a la posible necesidad de controlar la aeronave a bajo nivel, se considera oportuno el diseño del software de control de estabilidad.
- **Software de evasión de obstáculos:** diseño de un sistema sencillo de detección de obstáculos mediante sensores de ultrasonidos. Este sistema permitirá al quadrotor evitar colisiones con obstáculos estacionarios siempre y cuando se den unas ciertas condiciones de funcionamiento.
- **Ensayos y pruebas de validación:** Por último, se llevarán a cabo pruebas de todo el sistema en distintas etapas del desarrollo para permitir una validación progresiva de los conceptos y algoritmos utilizados. Además se realizarán pruebas en simulación de todo el sistema ejecutando algoritmos de aprendizaje para ajustar los parámetros del regulador PID.

El desarrollo de estos objetivos y en especial, la realización de las pruebas, se llevará a cabo contemplando todas las medidas de seguridad y de la forma más sistemática posible.

1.5. Organización de la memoria

Esta memoria está dividida en cuatro bloques principales: metodología y componentes, diseño mecánico y construcción, diseño de software y programación y conclusiones. A continuación y para facilitar la lectura del documento, se detalla el contenido de cada bloque.

- **Bloque de metodología y componentes:** tratará de la metodología seguida para el diseño y la construcción del prototipo final. También, se introducirán los componentes utilizados comúnmente en quadrotores y se explicará su funcionamiento. Del mismo modo, se justificarán los componentes utilizados en este proyecto.

- **Bloque de diseño mecánico y construcción:** en él se explicará el proceso de diseño mecánico atendiendo a los objetivos y consideraciones establecidos previamente. A continuación, se describirán las técnicas de fabricación empleadas para la construcción de los prototipos.

- **Bloque de diseño de software y programación:** describirá la arquitectura y el diseño del software y algoritmos de aprendizaje de este proyecto. También explicará su funcionamiento y las pruebas realizadas para su validación.

- **Bloque de conclusiones:** en él se resumirá el punto hasta el que se ha desarrollado el proyecto y se plantearán posibles mejoras y aplicaciones futuras.

Capítulo 2

Metodología de diseño y componentes principales

Este capítulo describe la metodología de diseño mediante la cual se trazarán unos objetivos y requisitos que servirán de guía para el proyecto. Además se realizará una introducción a los componentes más comúnmente utilizados en aeromodelismo para la fabricación de quadrotores y se justificará la elección de los elementos que se emplearán en este proyecto.

2.1. Metodología de diseño y condiciones iniciales

En esta sección se explicará en primer lugar la metodología de diseño seguida, tratando las peculiaridades de este proyecto que han motivado la elección de la misma. A continuación se resumirán las consideraciones iniciales que condicionarán el desarrollo del proyecto y el diseño de prototipos.

2.1.1. Metodología de diseño

La metodología de diseño seguida consiste en un proceso iterativo cíclico que parte de unas especificaciones iniciales. De modo que el primer paso es

la enumeración de estas especificaciones. No siempre es posible cumplir con todos los requisitos, de modo que también se deben ordenar estos requisitos por su prioridad. Además, hay que tener en cuenta que varias etapas del diseño del prototipo son dependientes de la evolución del proyecto en la parte de diseño del software. Por este motivo, en varias ocasiones será necesario adaptar el prototipo a requisitos debidos al software y que no se habían anticipado al comenzar el diseño del quadrotor.

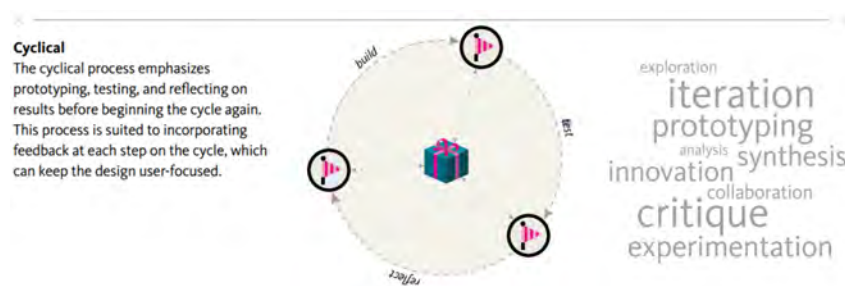


Figura 2.1: Esquema del modelo de diseño cíclico ©Autodesk, Inc.

Partiendo de unos objetivos iniciales se evalúan las necesidades mecánicas y eléctricas de la aeronave que se desea construir. Estas necesidades se traducen en estimaciones de las dimensiones, potencia eléctrica consumida y la sustentación o el empuje que debe generar cada elemento propulsor para permitir a la aeronave no solo levantar el vuelo, si no además otorgar al sistema de control de vuelo del rango de actuación suficiente para mantener el control de la estabilidad y la navegación.

Una vez se han estimado estos aspectos técnicos básicos, se procede a evaluar los componentes disponibles en el mercado y elegir los que mejor puedan satisfacer las necesidades del proyecto. Tras lo cual, se hacen bocetos en papel de la estructura, con las dimensiones aproximadas y los espacios necesarios para albergar la instrumentación y otros elementos y

sistemas que se requieran. A continuación se evalúan estos bocetos y se vuelve a calcular la planta de potencia necesaria en función de una estimación más precisa del peso que tendrá el prototipo final.

Contando con estos datos, se revisan los bocetos para comprobar que se cumplen las especificaciones de partida y, en caso de ser así, se realizan diseños *CAD* (*Computer Assisted Design*) orientados a la fabricación e impresión 3D. Si en este punto el diseño no cumple con las condiciones necesarias, se repiten los pasos previos sustituyendo los componentes que se considere necesario o modificando la estructura.

Mediante el modelado en *CAD*, se puede realizar una estimación más precisa de las dimensiones y peso del prototipo final, de modo que, por precaución, se vuelve a revisar el diseño y se comprueba una vez más que cumple con las especificaciones. En este punto del proceso los cambios suelen ser menores y comúnmente no es necesario sustituir ningún componente esencial.

2.1.2. Condiciones iniciales

Como consideraciones iniciales para el diseño se tendrán en cuenta las especificaciones que deberá cumplir el prototipo final y que se explican a continuación por orden de prioridad.

- **Dimensiones:** este quadrotor está destinado a la investigación de algoritmos para operaciones de búsqueda y rescate en interiores, de modo que unas dimensiones reducidas son un aspecto crítico del diseño final. Se ha considerado que la dimensión más limitante para el vuelo en interiores es el ancho de las puertas de una vivienda, de modo que

el prototipo final no debe superar los 500 milímetros de ancho (ver Figura 2.2).

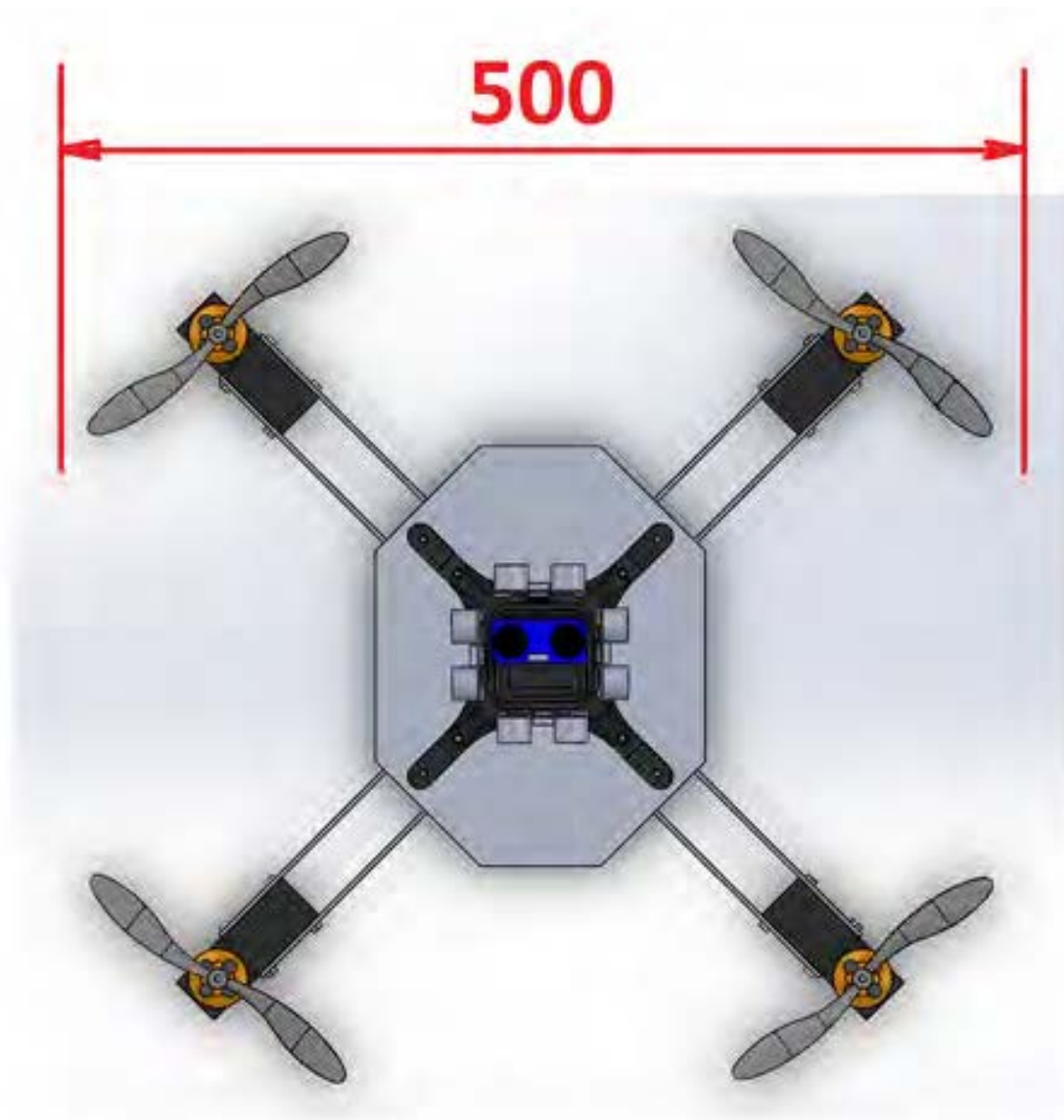


Figura 2.2: Envergadura máxima de la estructura

- **Carga útil:** se pretende obtener una plataforma que facilite la investigación, de modo que es necesario considerar una carga útil de un cierto tamaño. Analizando el estado del arte y estudiando el tipo de instrumentación que podría emplearse en el futuro, se ha estimado que 200 gramos de carga útil son suficientes y quedan dentro de las

limitaciones físicas que imponen las dimensiones máximas del prototipo.

- **Tiempo de vuelo:** la carga útil y las dimensiones estrechan el abanico de posibilidades en cuanto a la masa total del prototipo a un rango de entre 750 y 2000 gramos. A este nivel, el tiempo de vuelo lo determina el tamaño de la batería, la cual no debe superar una masa de unos 500 gramos, para no exceder el peso máximo del prototipo. Con esta limitación y eligiendo apropiadamente los motores y las hélices (este proceso se explicará en detalle más adelante), puede esperarse un tiempo de vuelo de entre 7 y 15 minutos, dependiendo del tipo de maniobras que se realicen con el quadrotor.
- **Bajo coste:** es necesario minimizar el coste material del quadrotor para facilitar el acceso al mismo por los investigadores. Además el bajo coste tiene asociada la ventaja de atenuar las consecuencias de los accidentes y averías que inevitablemente sufrirá la aeronave durante las investigaciones que se realicen con la misma. Por tanto, los procesos de fabricación y los materiales empleados deben ser asequibles y el precio final debe mantenerse acotado entorno a los 300 euros para que el quadrotor resulte económicamente atractivo.
- **Estabilidad:** el quadrotor debe ser capaz de mantener la estabilidad en vuelo de sus ejes de *roll*, *pitch* y *yaw*, lo mejor posible y sin necesidad de ningún *input* humano.
- **Evasión de obstáculos:** por último, el quadrotor debe estar sensorizado y contar con un algoritmo de evasión de obstáculos que le permita evitar colisiones con obstáculos estacionarios. Debe tenerse

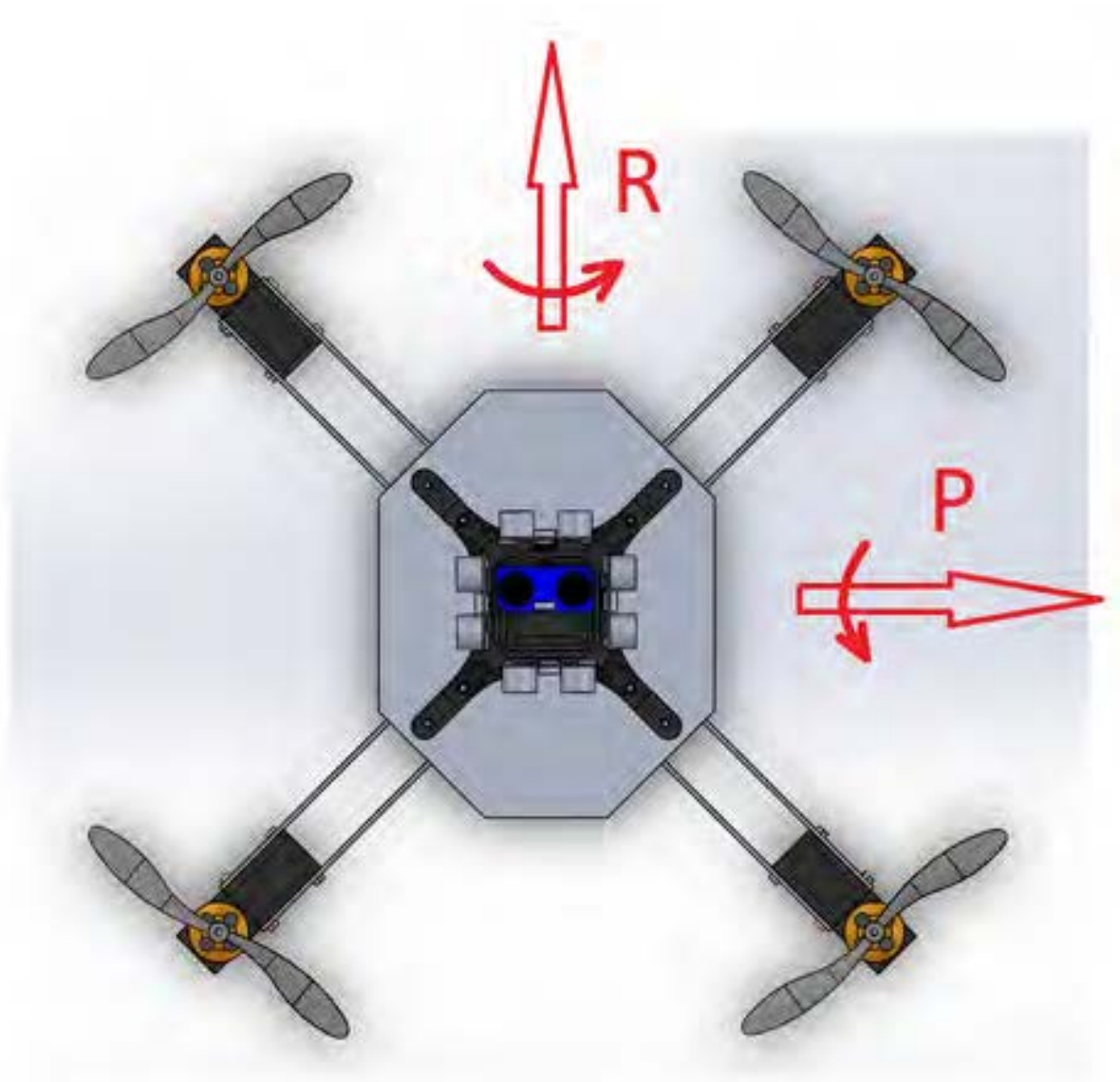


Figura 2.3: Ángulos de *roll* y *pitch*

en cuenta que la dificultad para evitar colisiones va directamente ligada a la velocidad de desplazamiento del quadrotor, por lo que además se establecerán unos límites en el régimen de funcionamiento de la aeronave para facilitar el funcionamiento de esta característica.

Es posible que, durante el proceso de diseño, surjan incompatibilidades entre algunas de las especificaciones o características. En estos casos se harán concesiones en función del orden de prioridades establecido y se

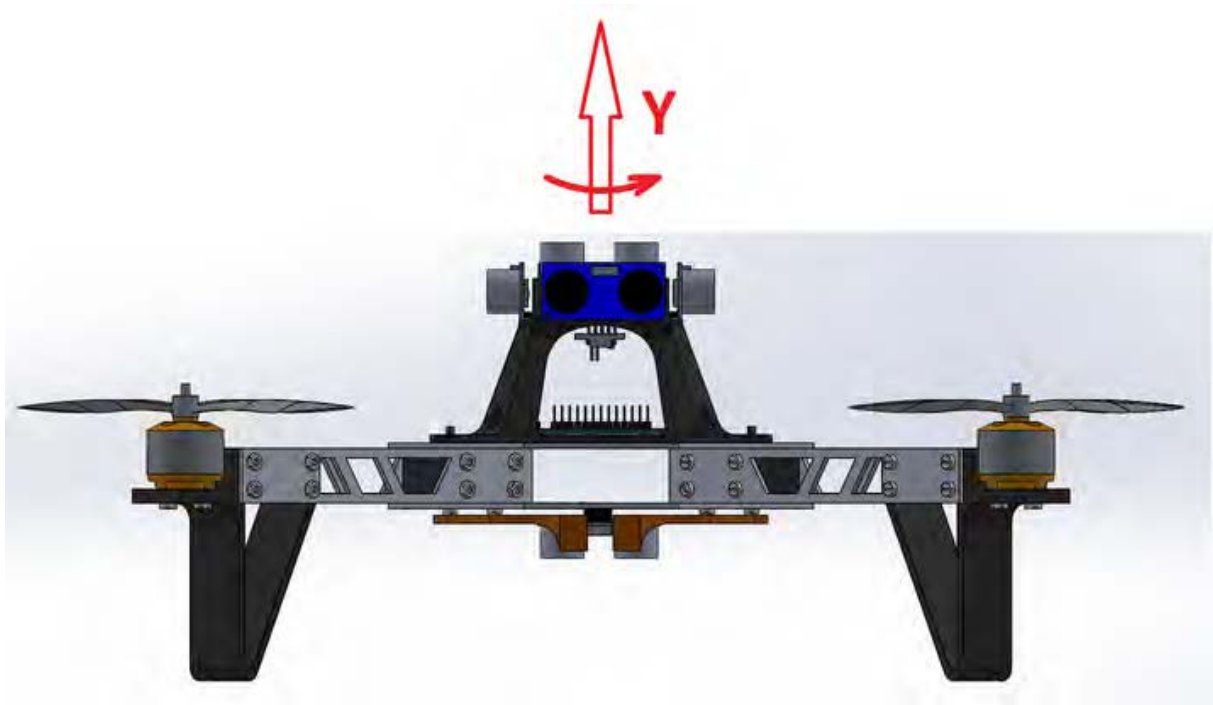


Figura 2.4: Ángulo de *yaw*

recogerán dichas concesiones en las conclusiones, de manera que podrán usarse para mejorar el prototipo en desarrollos futuros.

2.2. Componentes mecánicos del quadrotor

El estudio de los componentes más comúnmente utilizados en aeromodelismo y en la construcción de quadrotores es un paso fundamental a la hora de plantearse el diseño de una aeronave de este tipo. En esta sección se expondrán los elementos disponibles en el mercado y desde el punto de vista del desarrollo de este proyecto.

2.2.1. Hélices

El tamaño del quadrotor está estrechamente relacionado con el tamaño de las hélices. En este caso, teniendo en cuenta las dimensiones especificadas se consideran apropiadas unas hélices del tamaño 6x4. Esta nomenclatura

es un estandar en aeromodelismo e indica que las hélices miden 6 pulgadas (152.4 milímetros) de diámetro y que tienen un paso de 4 pulgadas (101.6 milímetros).



Figura 2.5: Hélices de 6x4

Además, debe tenerse en cuenta que en un quadrotor es necesario que dos de las hélices giren en sentido contrario a las otras dos [12]. Esto es así para compensar el par de rotación que cada hélice genera (ver Figura 2.6) y que haría que el quadrotor girase sobre si mismo sin control en caso de no compensarse. Por este motivo el quadrotor debe llevar dos hélices 6x4 y dos 6x4R (la R indica que son contrarrotatorias).

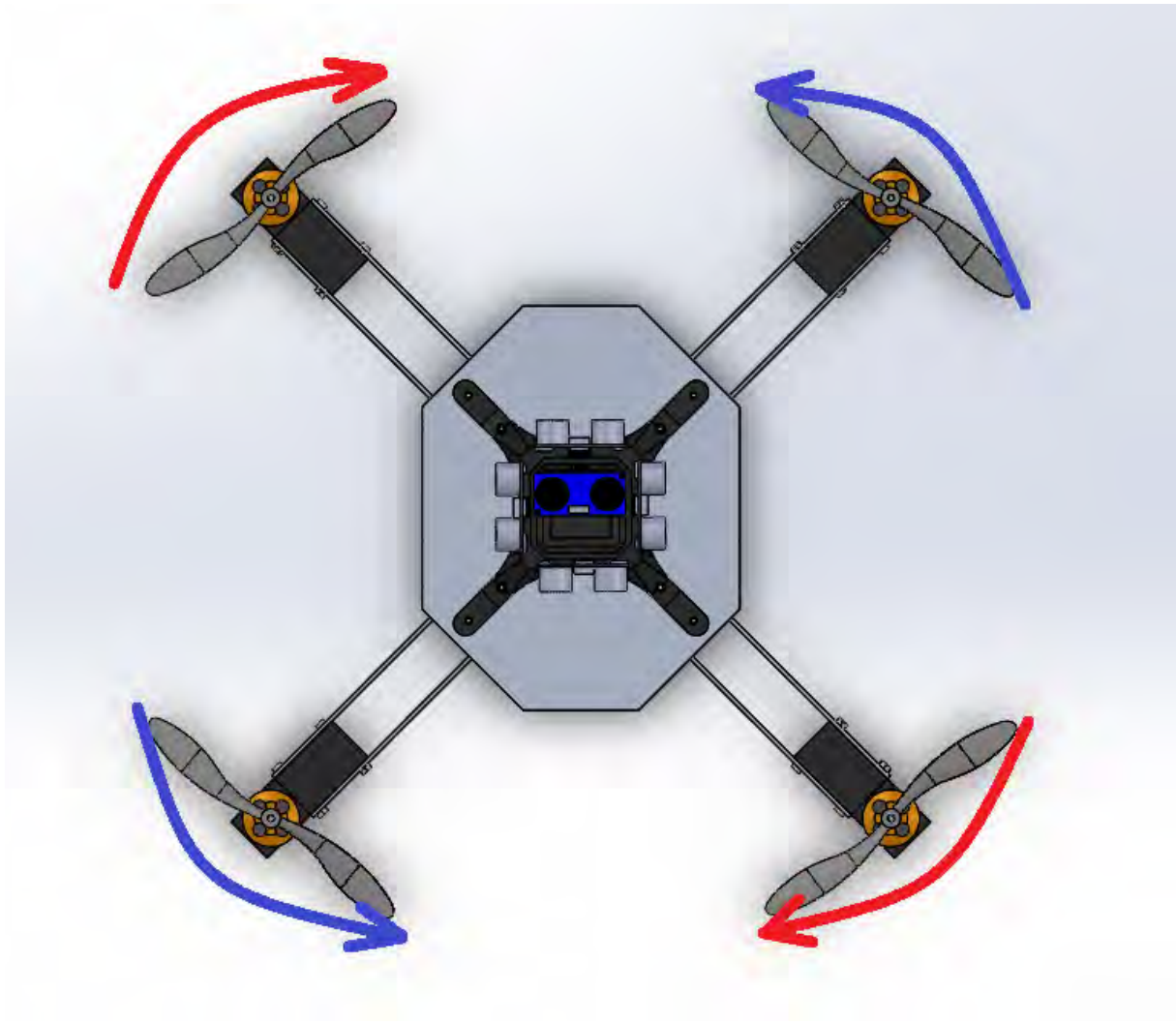


Figura 2.6: Momentos generados en cada brazo

Es importante que las hélices vayan protegidas para evitar posibles daños ante colisiones con objetos o personas. Por este motivo se tendrá en cuenta en el diseño un anillo protector alrededor de las hélices.

2.2.2. Turbinas

El uso de turbinas o *ducted fan* no está muy extendido en el diseño de quadrotores debido a su alto consumo eléctrico. Sin embargo, en este caso se ha contemplado, puesto que sus reducidas dimensiones permitirían un quadrotor de tamaño mucho más compacto. Teniendo en cuenta la

estimación inicial de una masa de entre 700 y 2000 gramos para el prototipo final, se han escogido unas turbinas de 60 milímetros de diámetro (Figuras 2.8 y 2.7), que generan una sustentación máxima de 400 gramos según el fabricante. De este modo se logra la sustentación necesaria para permitir el vuelo de la aeronave con un consumo eléctrico aceptable.



Figura 2.7: Motor de la turbina eléctrica



Figura 2.8: Turbina eléctrica de 60mm de diámetro

El consumo de corriente de estos motores con las turbinas elegidas se estima inicialmente a partir de la potencia máxima nominal según el fabricante. Esto debe tenerse en cuenta para la elección de los reguladores de velocidad.

$$I = \frac{P}{V}$$

$$I = \frac{300W}{12V} = 25A \quad (2.1)$$

De la expresión 2.1 se obtiene que el consumo máximo de corriente de cada turbina rondará los 25 Amperios. Los reguladores de velocidad deben poder suministrar al menos esta intensidad.

2.2.3. Motores

El tipo de motor más comúnmente utilizado en quadrotores es el motor sin escobillas trifásico. Esto se debe a su alto rendimiento y a que genera un par suficiente como para no necesitar un sistema de engranajes reductores para transmitir su potencia a las hélices. La elección del modelo concreto del motor va estrechamente ligada al tipo de hélices y al peso final del prototipo.



Figura 2.9: Motores de 2200 KV

Los motores sin escobillas se clasifican por un parámetro conocido como kilovoltios o KV. Este parámetro indica el número de revoluciones que desarrolla el motor por cada voltio de tensión *RMS* (*Root Mean Square*) que se le aplica. Para hélices de 6x3 y 6x4 suelen emplearse motores de entre 2000 y 2800 KV. En este caso se ha escogido el modelo *A2212* de 2200 KV de la marca *Mystery*.

El consumo de corriente de estos motores con las hélices escogidas se calcula del mismo modo que en el caso anterior, con la expresión 2.2 y debe tenerse en cuenta más adelante para la elección de los reguladores de velocidad.

$$I = \frac{120W}{12V} = 10A \quad (2.2)$$

Las hélices deben sujetarse firmemente a los motores para garantizar que toda la potencia del motor se transmita a la hélice y para evitar que la misma pueda soltarse en vuelo. Para ello se emplea el cono de sujeción que puede apreciarse en la Figura 2.10.



Figura 2.10: Conjunto de hélice y motor

Las turbinas se propulsan con el mismo tipo de motores que las hélices, es decir, motores sin escobillas. Sin embargo, al ser más pequeñas requieren una mayor velocidad de rotación para generar la misma sustentación. Por ello, en este caso se emplearán motores con mayor relación velocidad de rotación/voltaje que para las hélices. Concretamente se eligen motores sin escobillas de 4600 KV.

2.2.4. Batería para prototipo con hélices

Para la elección de la batería se escoge la que tenga la mayor capacidad que sea posible embarcar sin exceder el límite de peso y se comprueba que

puede suministrar la corriente necesaria. En este caso se ha elegido una batería de polímero de litio con una capacidad de 2800 mAh, 3 celdas y un ratio máximo de descarga de 30 C. A continuación se explica lo que significa cada uno de estos parámetros [10].



Figura 2.11: Batería de 2800 mAh

- **Capacidad:** se mide en miliamperios hora (mAh), indica que la batería puede suministrar una corriente continua de 2800 miliamperios durante una hora antes de descargarse completamente. La cantidad de energía que la batería puede proporcionar realmente puede variar en función del ratio de descarga que se dé en la práctica.

Batería	
Carga	28.11C
Voltaje	10.27V
Voltaje nominal	11.1V
Tiempo de vuelo estacionario	13.9min

Figura 2.12: Características del consumo eléctrico

- **Número de celdas:** indica el número de celdas individuales que componen la batería de polímero de litio. Cada celda suministra una tensión nominal de 3.7 V y están conectadas en serie, por lo que la tensión nominal total de la batería es de 11.1 V. Cabe destacar que, en la práctica, la batería debe cargarse hasta una tensión total de unos 12 V y se considera que está descargada (y puede dañarse si se descarga más) cuando alcanza una tensión de unos 10 V.



Figura 2.13: Cargador y batería *LiPo*

- **Ratio de descarga:** indica la corriente máxima que puede suministrar la batería sin averiarse. Esta corriente se obtiene multiplicando el ratio de descarga por la capacidad de la batería (ver expresión 2.3), lo cual en este caso nos da una corriente máxima de 84 Amperios. Según hemos calculado previamente, esta corriente es más que suficiente para satisfacer la demandada por los motores. El consumo de los demás sistemas de abordo se considera despreciable en comparación.

$$I_{max} = \text{Capacidad} * \text{Ratio de descarga}$$

$$I_{max} = 2800mAh * 30C \quad (2.3)$$

Finalmente, teniendo en cuenta los componentes elegidos y tras haber realizado los cálculos descritos y haber obtenido mediante un simulador *online* el resto de informaciones necesarias, se recogen todos los datos en la siguiente tabla [11].

Motor a velocidad de vuelo estacionario		Aeronave completa	
Corriente	4.84A	Masa de la planta de potencia	779g
Voltaje	10.87V	Masa total	1000g
Potencia eléctrica	53.6W	Carga útil adicional máxima	1037g
Potencia mecánica	38.8W	P(eléctrica) en vuelo estacionario	214.7W
Eficiencia	73.9%	P(mecánica) en vuelo estacionario	155.3W
Empuje específico	4.76g/W		

Figura 2.14: Características generales de la aeronave

2.2.5. Batería para prototipo con turbinas

Esta batería se escoge siguiendo los mismos criterios que en el caso anterior. Las reducidas dimensiones de las turbinas permitirían una estructura más pequeña y, por lo tanto, más ligera. De modo que sería posible embarcar una batería de mayor tamaño. En este caso se optaría por una batería de polímero de litio de 4600 mAh.

Batería	
Carga	22.87C
Voltaje	10.26V
Voltaje nominal	11.1V
Tiempo de vuelo estacionario	9.8min

Figura 2.15: Características del consumo eléctrico

Motor a velocidad de vuelo estacionario		Aeronave completa	
Corriente	4.84A	Masa de la planta de potencia	1051g
Voltaje	10.87V	Masa total	1200g
Potencia eléctrica	172.3W	P(eléctrica) en vuelo estacionario	689W
Potencia mecánica	144.2W	P(mecánica) en vuelo estacionario	577W
Eficiencia	83.7%		
Empuje específico	2.08g/W		

Figura 2.16: Características generales de la aeronave con turbinas

2.2.6. Elección de componentes

Tras analizar los componentes disponibles en el mercado se optó por realizar dos diseños de prototipos distintos en este proyecto: uno propulsado por turbinas y otro, más convencional, propulsado por hélices. Esto se debe a que las ventajas que supone el uso de turbinas en cuanto a dimensiones son demasiado importantes como para ignorarlas. En cambio, tampoco se quiso descartar un diseño convencional, puesto que las probabilidades de alcanzar unos objetivos mínimos eran mayores de este modo.

2.3. Electrónica de abordo del quadrotor

En esta sección se abordará la elección y justificación de la electrónica embarcada en la plataforma y se explicará brevemente el funcionamiento de cada componente.

2.3.1. Sensor inercial

Todos los quadrotores deben embarcar al menos un sensor inercial o *IMU* (*Inertial Measurement Unit*). Estos sensores se integran comúnmente en una sola *PCB* (*Printed Circuit Board*) y se comunican con un microcontrolador que interpreta y procesa los datos obtenidos. Un sensor inercial es, en realidad, un conjunto de varios sensores que permiten determinar

la orientación del quadrotor y su estado de movimiento dentro de su propio sistema de referencia. La mayoría de ellos contienen acelerómetros y giróscopos y muchos cuentan además con magnetómetros e incluso barómetros.

En este proyecto se han usado dos tipos de sensor inercial: el *ArduIMU V3* (Figura 2.17), que dispone de microcontrolador integrado, y el *GY85* (Figura 2.18), que debe comunicarse mediante protocolo *I2C* con un microcontrolador externo. A continuación se hace una descripción detallada de cada subcomponente.



Figura 2.17: *ArduIMU V3*

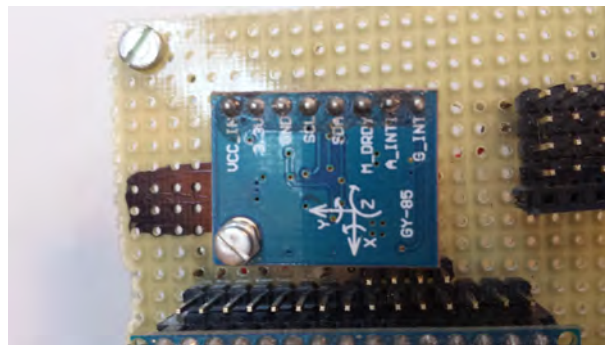


Figura 2.18: *GY85*

Acelerómetros

Los hay simples y de múltiples ejes. En un quadrotor es necesario que el acelerómetro cuente con tres ejes, uno para cada dirección espacial. El acelerómetro nos permitiría, en un estado de reposo o movimiento a velocidad constante, determinar la inclinación del quadrotor al estar presente únicamente la aceleración de la gravedad (Figura 2.19). En cambio, en un régimen de vuelo normal, esta suposición no es válida. Por este motivo es necesario además el uso de un giróscopo.

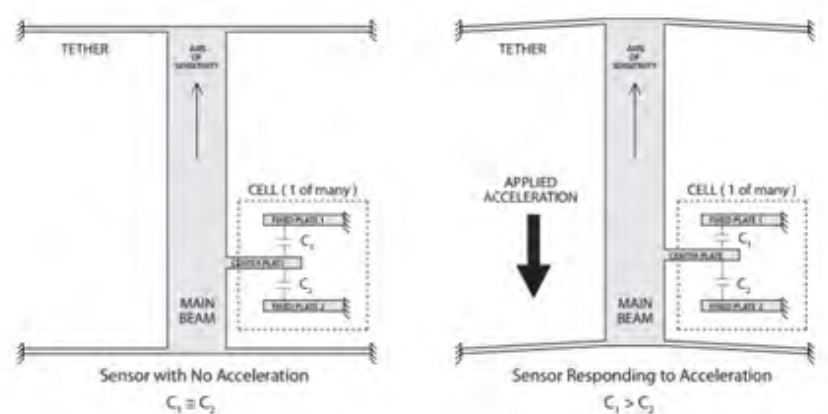


Figura 2.19: Principio de funcionamiento del acelerómetro ©Measurement Specialties

Giróscopos

Al igual que en el caso del acelerómetro, también pueden ser simples (Figura 2.20) o de varios ejes. Del mismo modo, también en este caso es necesario que el giróscopo disponga de tres ejes, uno para cada dirección de rotación. En cambio, este sensor mide velocidad angular, la cual puede usarse directamente para controlar la velocidad angular de quadrotor, pero además, puede integrarse con el tiempo. Así se obtiene una medida extra de la posición angular del quadrotor. Sin embargo, el giróscopo tiene un error que se acumula con el tiempo, conocido como deriva giroscópica. Por

este motivo, en un quadrotor, no puede usarse por si solo, sino que debe emplearse en combinación con acelerómetros.

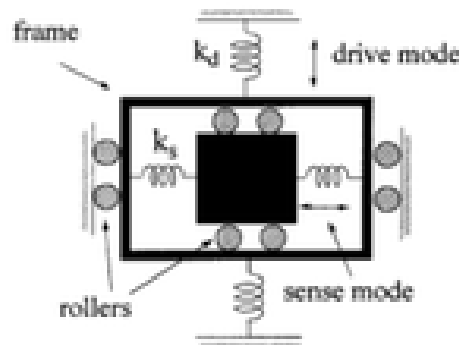


Figura 2.20: Principio de funcionamiento del giroscopio ©Huikai Xie y Gary K. Fedder

Magnetómetro

Miden la intensidad del campo magnético de la Tierra (Figura 2.21) a lo largo de tres ejes que están alineados con los ejes del acelerómetro y del giroscopio. De este modo se obtiene una tercera medida de la orientación del quadrotor, la cual es muy importante dado que mediante el uso combinado del giroscopio y acelerómetro no es posible conocer la posición angular del quadrotor en el eje vertical.

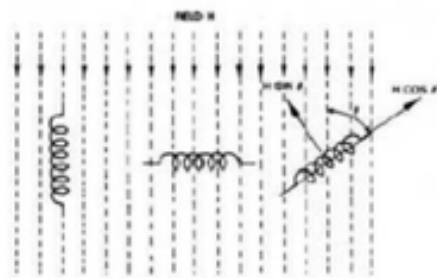


Figura 2.21: Principio de funcionamiento del magnetómetro ©Aerospace Students

Barómetro

Solo algunos sensores inerciales incluyen un barómetro. Este mide la presión atmosférica y se usa para determinar la altitud a la que se encuentra el quadrotor. Suelen permitir una precisión de entre medio metro y dos metros. No es estrictamente necesario el uso del barómetro, pero puede ser útil para ciertos tipos de control y para determinadas fases de vuelo.

2.3.2. Microcontrolador

Como se ha mencionado previamente, el microcontrolador se encarga de procesar los datos del sensor inercial y de leer el *input* del usuario. Además, realiza los cálculos oportunos y determina las señales de control para los reguladores de velocidad de los motores. En este proyecto se ha optado por usar microcontroladores de tipo *Arduino* (Figura 2.22) por su bajo coste, versatilidad y facilidad de uso.

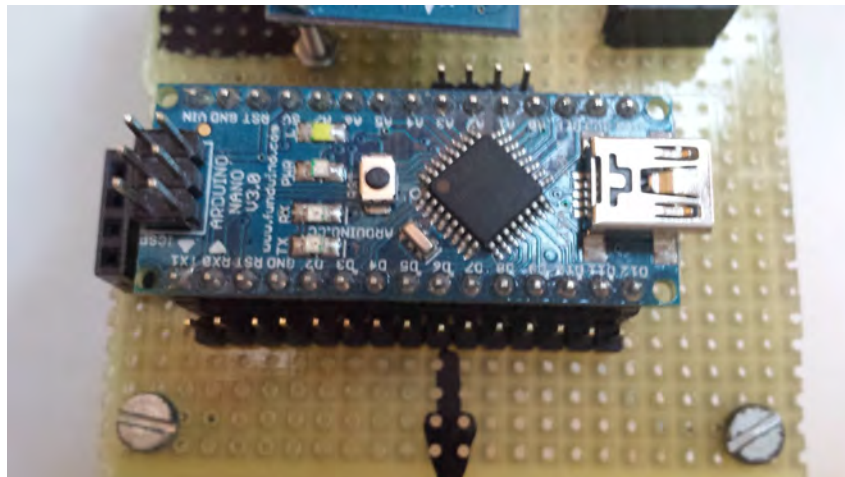


Figura 2.22: *Arduino Nano*

2.4. Piloto Automático

Se denomina piloto automático o autopiloto a la combinación del sensor inercial y el microcontrolador. En este proyecto se plantea el desarrollo de dicho dispositivo, pero también se contempla el uso de pilotos automáticos ya existentes. Además, debido a la finalidad de vuelo en interiores, cualquier piloto automático empleado debe contar con un complemento que le permita detectar y evitar obstáculos estacionarios. Este complemento se implementará de tal forma que sea compatible tanto con un piloto automático comercial como con la versión de desarrollo propio que se realizará en este proyecto.

De este modo se distinguen dos partes fundamentales en el piloto automático de este proyecto: una parte destinada al control de estabilidad (microcontrolador y sensor inercial) y otra parte destinada a la detección y evasión de obstáculos. Denominaremos a estos de ahora en adelante, sistema de control de estabilidad y sistema de evasión de obstáculos, respectivamente. Como se ha dicho, el conjunto de ambos sistemas se denomina piloto automático o sistema de control de vuelo.

Se ha planteado como objetivo el desarrollo de un sistema de control de estabilidad propio, compuesto por un microcontrolador *Arduino Nano*. Sin embargo, para poder trabajar en paralelo en el sistema de evasión de obstáculos, se ha optado por emplear también un sistema de control de estabilidad comercial ya existente y probado. De este modo se podrán desarrollar ambos sistemas de forma simultánea. El sistema comercial elegido es el autopiloto *MultiWii Pro* (pueden verse ambos autopilotos en la Figura 2.23), con software desarrollado por *MultiWii*. Este sistema cons-

ta de un microcontrolador de tipo *Arduino Mega* y de un sensor inercial *MPU6050*, además embarca un barómetro que podrá usarse para el control de altitud.

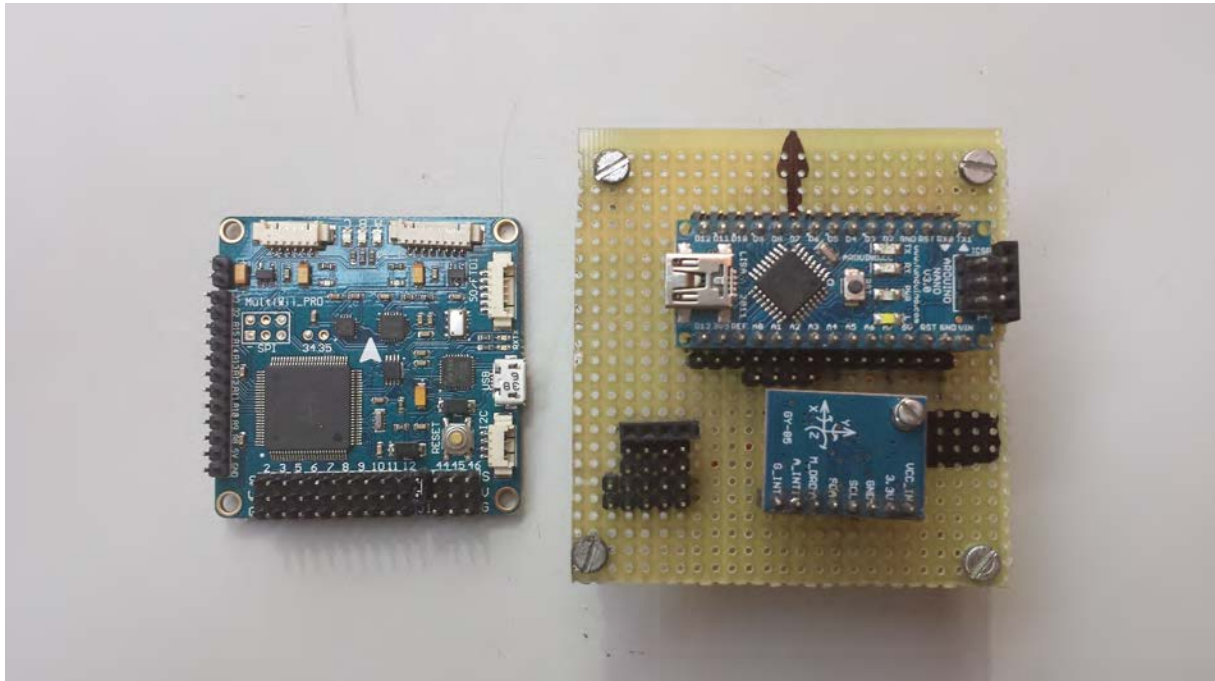


Figura 2.23: Pilotos automáticos (*MultiWii Pro* izq., Autopiloto propio dcha.)

Para el sistema de evasión de obstáculos, se plantea el uso de un microcontrolador *Arduino*, que lea y procese los datos obtenidos mediante un conjunto de sensores de ultrasonidos. Este microcontrolador se comunicará con el sistema de control de estabilidad de manera a indicarle de qué modo debe modificar las señales de control de los motores para evitar colisiones.

2.4.1. Sensores de ultrasonidos

Al comenzar este proyecto se estudiaron varios tipos distintos de sensorización para el sistema de evasión de obstáculos. Los más comúnmente empleados son los sensores de ultrasonidos, los sensores de infrarrojos y los

sistemas de visión por computador. Sin embargo, se optó por los sensores de ultrasonidos (Figura 2.24) debido a su bajo coste, su facilidad de uso y su baja demanda de potencia de computación.

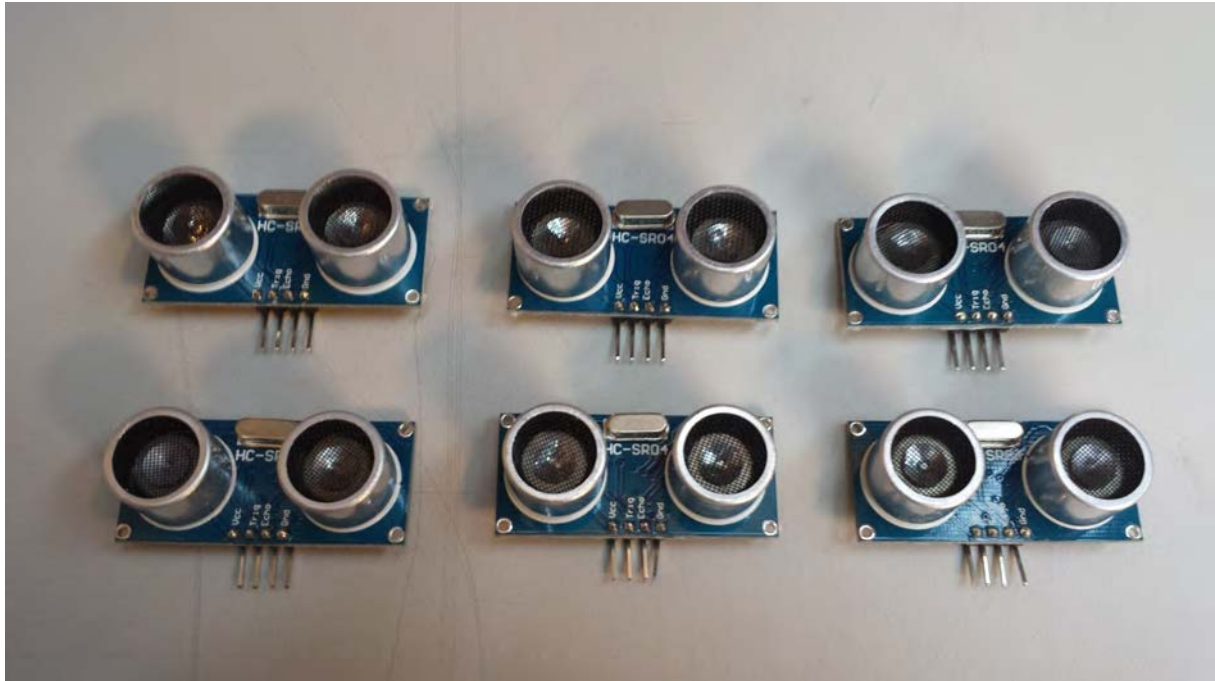


Figura 2.24: Sensores de ultrasonidos

De este modo, se propone el uso de un total de seis sensores de ultrasonidos dispuestos en las direcciones de las caras de un cubo. Estos sensores se emplearán de manera inteligente, leyendo más a menudo aquellos que se encuentren en las direcciones de desplazamiento del quadrotor.

Con este tipo de sensorización no se pretende alcanzar un alto grado de fiabilidad ni realizar un mapeado de alta definición del entorno. Estas características sin duda son deseables, pero debido a su complejidad se reservan para futuros desarrollos de este proyecto.

2.4.2. Módulo *Bluetooth*

Se evaluaron diversas posibilidades para implementar una comunicación a alto nivel entre el usuario y el quadrotor. Las más viables son un módulo *WiFi*, un conjunto receptor y emisor de radiofrecuencia y un módulo *Bluetooth*. La primera posibilidad se descartó en este desarrollo del proyecto debido a su elevado coste y a dificultades de implementación. En cuanto al conjunto receptor y emisor de radiofrecuencia, se consideró que podría ser de utilidad para permitir una comunicación a bajo nivel en las fases iniciales del proyecto, de modo a facilitar el testeo de diversos sistemas. Finalmente, se decidió que el uso de un módulo Bluetooth (Figura 2.25) es la manera más sencilla y barata de desarrollar esta función de comunicación de alto nivel.

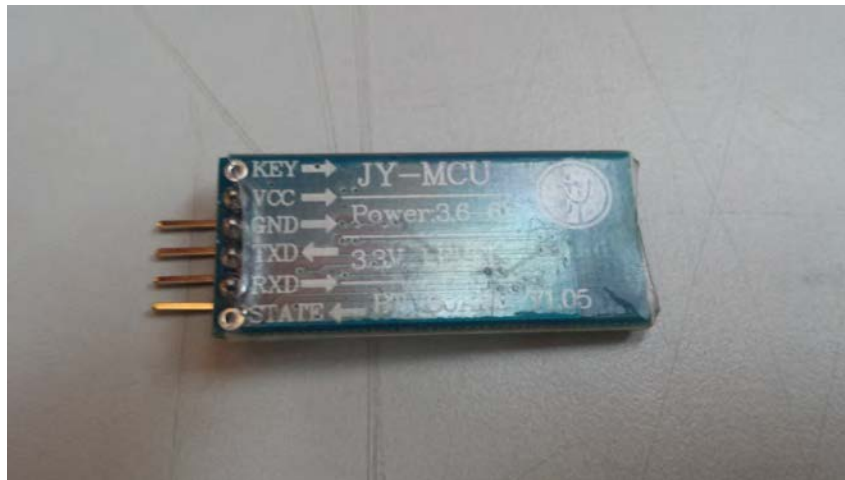


Figura 2.25: Módulo *Bluetooth*

La comunicación mediante el módulo *Bluetooth* consiste en un puerto serie entre el mismo y el sistema de control de vuelo. Los comandos que se envían por este canal son de alto nivel, es decir, que son órdenes tales como “adelante” o “arriba”, que deben ser interpretadas por el piloto automático

y cuya traducción exacta a señales de control para los motores puede variar en función del entorno en que se encuentre el quadrotor.

2.4.3. Receptor/emisor de radiofrecuencia

Como se ha explicado previamente, se consideró de utilidad para las fases iniciales de testeo del prototipo. Se eligió una emisora de aeromodelismo de cuatro canales (*pitch*, *roll*, *yaw* y *throttle* o potencia) y un módulo receptor que va emparejado con la misma. Este módulo es el que va embarcado en la aeronave y se comunica con el sistema de control de vuelo para que pueda ser procesado el *input* de bajo nivel del usuario.

Los comandos que se envían con este sistema son de bajo nivel, es decir, que permiten un control casi directo de la posición en los ejes principales de la aeronave y un control directo de la potencia de referencia de los motores. Estos comandos consisten en una señal *PWM* (*Pulse Width Modulation*) para cada uno de los canales de la emisora y dicha señal debe ser interpretada por el sistema de control de vuelo.

2.4.4. Reguladores de velocidad

Son la etapa de potencia necesaria para el control de los motores (Figura 2.26). Convierten los 12 V de tensión continua de la batería a la tensión trifásica que necesitan los motores sin escobillas. La potencia que entregan a los motores se controla mediante una señal *PWM* que debe ser generada por el sistema de control de vuelo. La única consideración que debe tomarse en cuenta a la hora de elegir estos reguladores es la intensidad máxima admisible. La cual debe ser superior a la intensidad máxima que deban consumir los motores, más un margen de seguridad.



Figura 2.26: Regulador de velocidad de 30 A

2.4.5. Sistemas auxiliares

En este apartado se incluyen todos los demás sistemas e instrumentación no esenciales que embarcará la aeronave.

Detector de carga de batería

Es un sencillo circuito que avisa mediante un zumbador cuando la batería alcanza un nivel de carga demasiado bajo. De este modo es posible saber cuando se ha descargado la batería y deben detenerse las pruebas y cargarse o cambiar la batería. Si la misma alcanzase un nivel de carga más bajo aun, podría dañarse irreversiblemente.

Receptores de *RF* auxiliares

Similares al conjunto receptor/emisora de aeromodelismo. Se plantea la posibilidad de embarcarlos en el quadrotor puesto que podrían permitir un canal de comunicación alternativo al *Bluetooth* y de mayor alcance.

BeagleBone Black

Se trata de un ordenador en miniatura (Figura 2.27), de arquitectura *ARM*. Dispone de una potencia de computación muy superior a los microcontroladores *Arduino* que componen el sistema de control de vuelo. Este dispositivo se podría emplearse para permitir la navegación mediante visión por computador.



Figura 2.27: *BeagleBone Black*

Capítulo 3

Diseños *CAD*, impresión 3D y fabricación

En este capítulo se hablará de los programas de diseño, análisis y tecnologías de prototipado utilizadas en este proyecto. A continuación se describirá el desarrollo de los dos diseños realizados y las particularidades de cada uno.

3.1. Herramientas *CAD* y de impresión 3D utilizadas

3.1.1. Herramientas *CAD*

En este proyecto se ha empleado el software *SOLIDWORKS 2014* de *Dassault Systemes* (Figura 3.1) para el diseño de todas las piezas y para el modelado de todos los componentes que se han utilizado. Se trata de un programa *CAD* (*Computer Assisted Design*) orientado principalmente al diseño de elementos mecánicos, aunque también es posible emplearlo para el modelado de tuberías y componentes eléctricos.

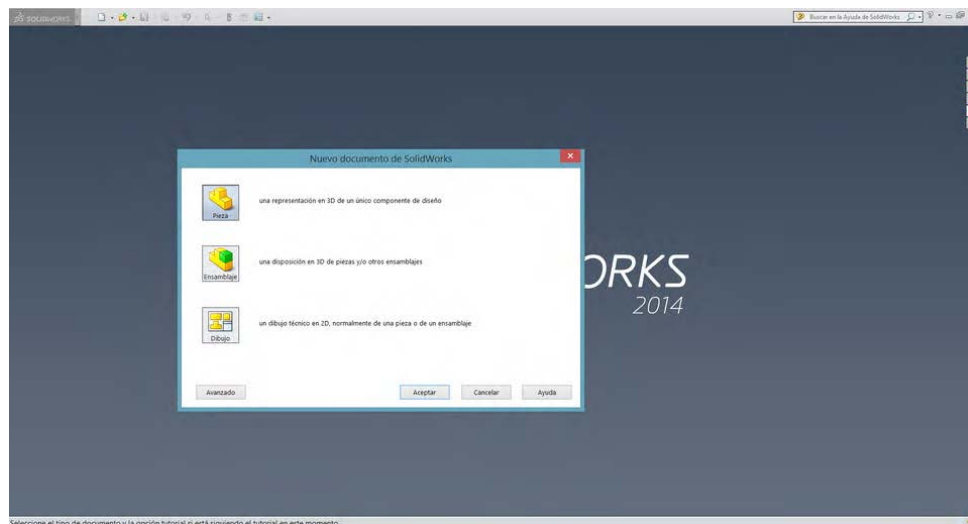


Figura 3.1: Interfaz de creación de documento de *SOLIDWORKS*

Destaca por su sencillez y facilidad de uso, es una herramienta muy versátil que facilita en gran medida la tarea de diseñar elementos con poca complejidad (Figura 3.2). No se ha planteado el uso de programas de diseño más completos que permitan diseñar piezas con superficies complejas dado que estas serían más difícilmente imprimibles mediante la tecnología de impresión 3D por deposición de material empleada en el desarrollo de este proyecto.

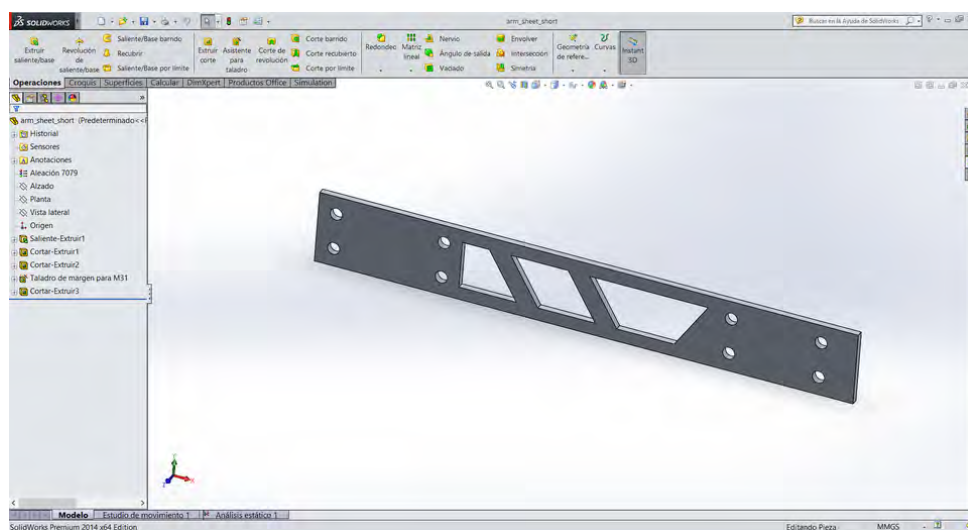


Figura 3.2: Interfaz de trabajo en pieza de *SOLIDWORKS*

Gracias al uso de esta herramienta *CAD* ha sido posible prever y resolver problemas de ajustes y tolerancias entre piezas, así como exportar las piezas de plástico diseñadas al formato *STL* (*STereo Lithography*) utilizado por el programa de control de impresión 3D. También ha sido posible generar planos (Figura 3.3) de las piezas de aluminio que se han mandado a fabricar mediante corte por láser.

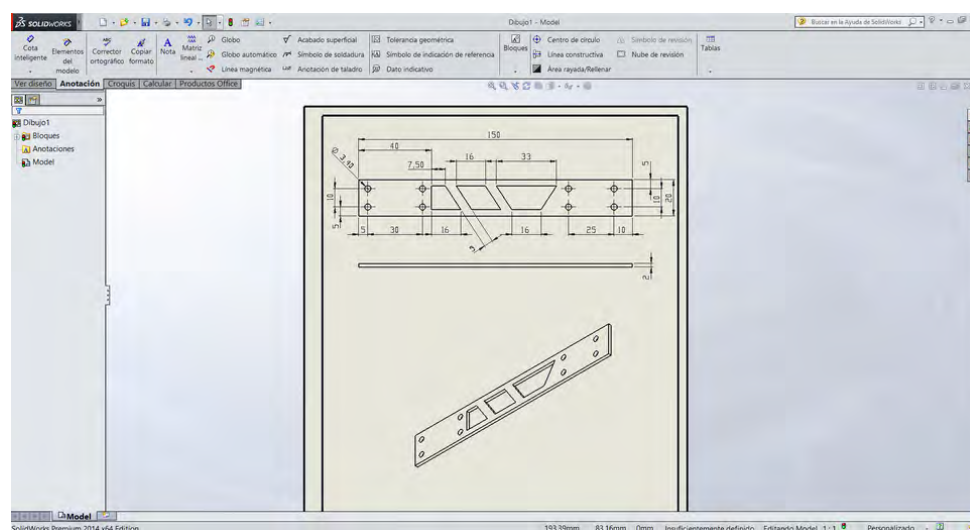


Figura 3.3: Interfaz de trabajo en planos de *SOLIDWORKS*

3.1.2. Análisis por elementos finitos

Debido a la naturaleza de este proyecto, es importante optimizar el uso de material en cada elemento y reducir todo lo posible el peso de las estructuras diseñadas. Para ello se ha optado por utilizar el programa de análisis *ANSYS*, concretamente la herramienta de análisis estructural estático (Figura 3.4), gracias a la cual es posible estudiar cada pieza exponiéndola a los esfuerzos que previsiblemente deberá soportar. De este modo, se puede eliminar material de las regiones que no lo necesiten y agregarlo en las zonas problemáticas.

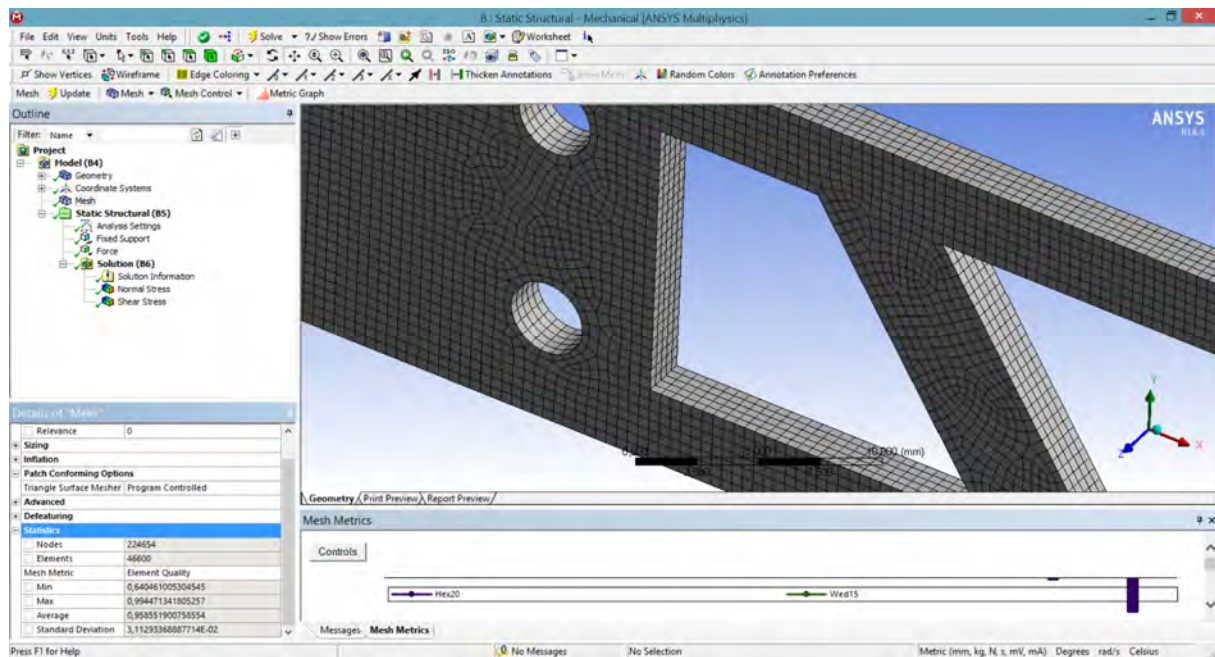


Figura 3.4: Interfaz de generación de mallas de *ANSYS*

Siguiendo este corolario y la metodología de diseño cíclico, se ha repetido e iterado en el diseño de varias de las piezas consiguiendo eliminar peso y material innecesario en numerosas ocasiones. Además, al optimizarse el diseño de las piezas, también se ha podido ahorrar en material y tiempos de impresión.

La herramienta de análisis estructural estático realiza un análisis por el método de elementos finitos de las geometrías que se desee (Figura 3.5). Para poder emplearla es necesario seguir una serie de pasos. En primer lugar se debe importar la geometría de la pieza al entorno de trabajo de *ANSYS*. Para ello, es necesario exportarla desde el programa de diseño en un formato compatible, en este caso se ha usado *Parasolid*.

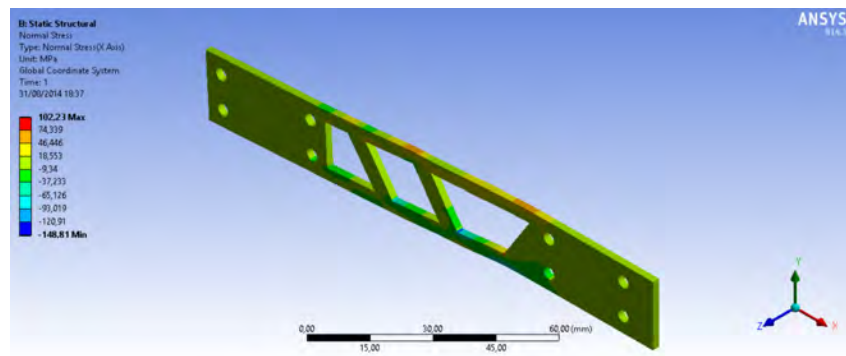


Figura 3.5: Análisis de tensiones normales en ANSYS

A continuación es necesario generar una malla que descomponga el sólido en cuestión en los elementos finitos que se van a utilizar. Este paso es importante y debe hacerse cuidadosamente para garantizar la obtención de resultados válidos (Figura 3.6). Las prácticas recomendadas para la generación de mallas pueden ser muy complejas y dependen de la geometría que se quiera analizar, por estos motivos no se entrará en más detalle en este documento.

Statistics	
<input type="checkbox"/> Nodes	224654
<input type="checkbox"/> Elements	46600
Mesh Metric	Element Quality
<input type="checkbox"/> Min	0,640461005304545
<input type="checkbox"/> Max	0,994471341805257
<input type="checkbox"/> Average	0,958551900758554
<input type="checkbox"/> Standard Deviation	3,11293368887714E-02

Figura 3.6: Análisis estadístico de la calidad de la malla

Tras generar la malla se debe definir un material y sus propiedades. Este paso es sencillo para las piezas que se han analizado en este proyecto puesto que se trata solamente de piezas fabricadas en aluminio 5056. Este material está muy bien caracterizado y sus propiedades se conocen bien.

Por último se deben escoger los puntos de la geometría en los que se van a aplicar fuerzas y los puntos que se van a considerar anclajes en el análisis. Puesto que se trata de una simulación, es conveniente llevar las piezas que se analicen al límite de su resistencia (Figura 3.7). De este modo se detectarán los puntos fuertes y débiles y podrá saberse si la pieza ha sido diseñada correctamente para soportar los esfuerzos a los que se va a someter, incluyendo un coeficiente de seguridad.

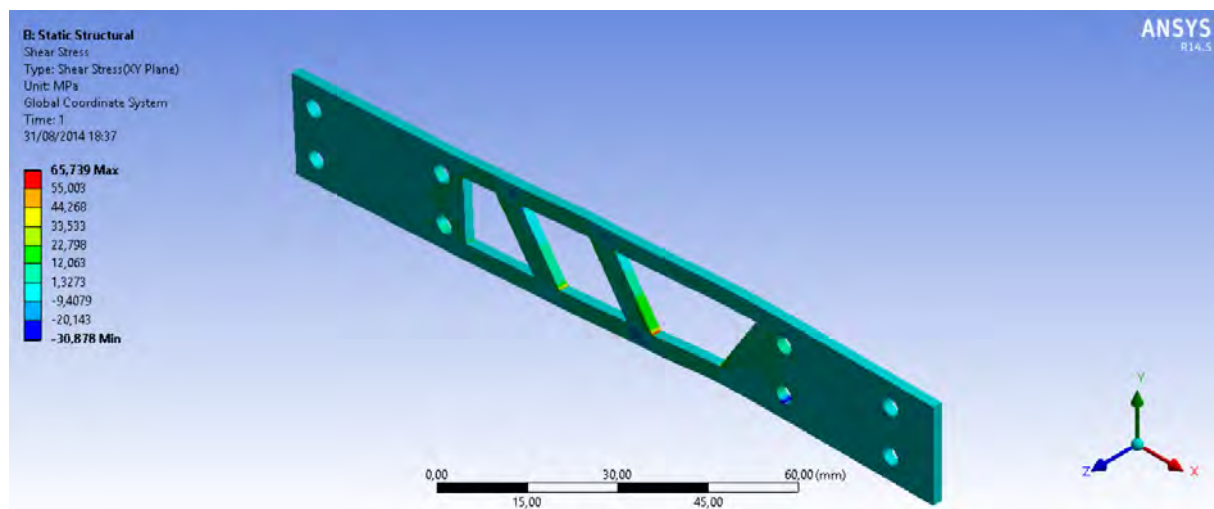


Figura 3.7: Análisis de tensiones cortantes en *ANSYS*

Tras finalizar el análisis se llevan a cabo los cambios que se consideren oportunos y se vuelve a repetir el proceso hasta que el diseño obtenido sea satisfactorio. Sin embargo, no es posible estudiar todas las piezas que se han diseñado, dado que aquellas destinadas a la fabricación mediante impresión 3D tienen propiedades que son muy difíciles de caracterizar dado que dependen de la configuración de la pieza durante la impresión de características propias de la impresora. Un análisis simple de una pieza impresa devolvería resultados que difícilmente podrían corresponderse con la realidad y llevar a cabo un estudio fiable llevaría demasiado tiempo como para poder abarcarse en este proyecto.

Por estos motivos, la resistencia de las piezas impresas debería investigarse mediante ensayos en las propias piezas. Lo cual, en este caso, no supone un impacto económico importante debido al bajo coste de esta tecnología.

3.1.3. Herramientas de impresión 3D

Para mantener la premisa del bajo coste se han fabricado mediante impresión 3D algunas de las piezas de este proyecto. Concretamente se ha optado por la tecnología de impresión 3D por deposición de material debido a su bajo coste y a la aceptable robustez de las piezas producidas de este modo. Como plataforma de impresión se ha empleado una impresora *Prusa Air i2* (Figura 3.8). Se trata de una impresora 3D de dominio público, gracias a la cual ha sido posible reducir en gran medida los costes de fabricación de este proyecto.

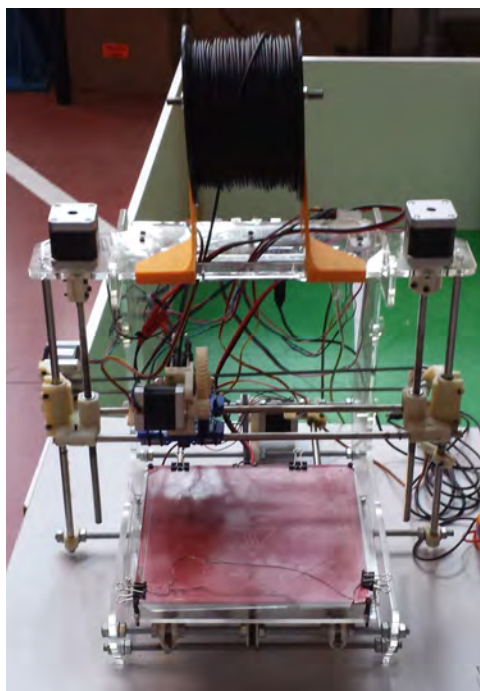


Figura 3.8: Impresora 3D *Prusa Air i2*

Las piezas diseñadas mediante *SOLIDWORKS* se exportan al formato estándar *STL* y son procesadas por un programa de capeado que convierte las geometrías de las piezas en instrucciones para la impresora. Como programa de capeado se ha empleado el software *Slic3r* (Figura 3.10) mientras que el software de control de impresoras *Repetier* (Figura 3.9) se ha utilizado como interfaz con la máquina.

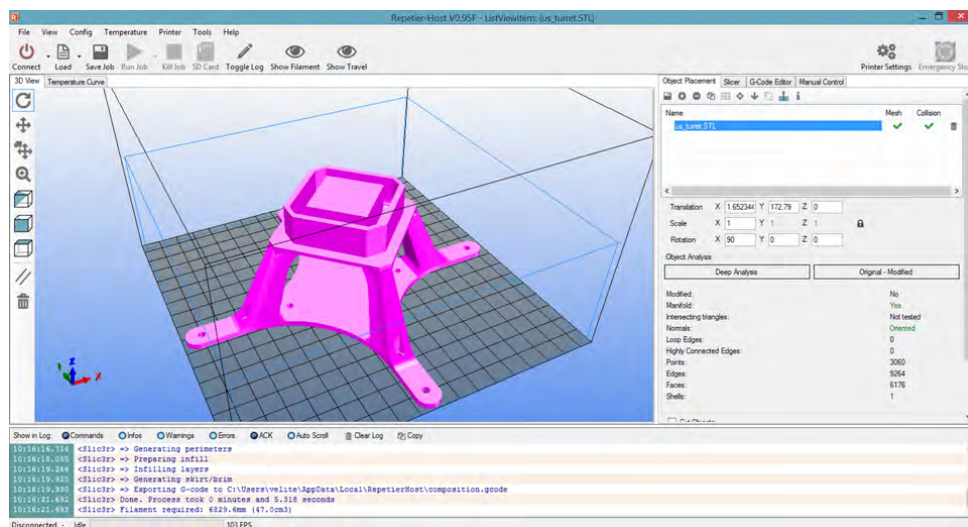


Figura 3.9: Interfaz de *Repetier*

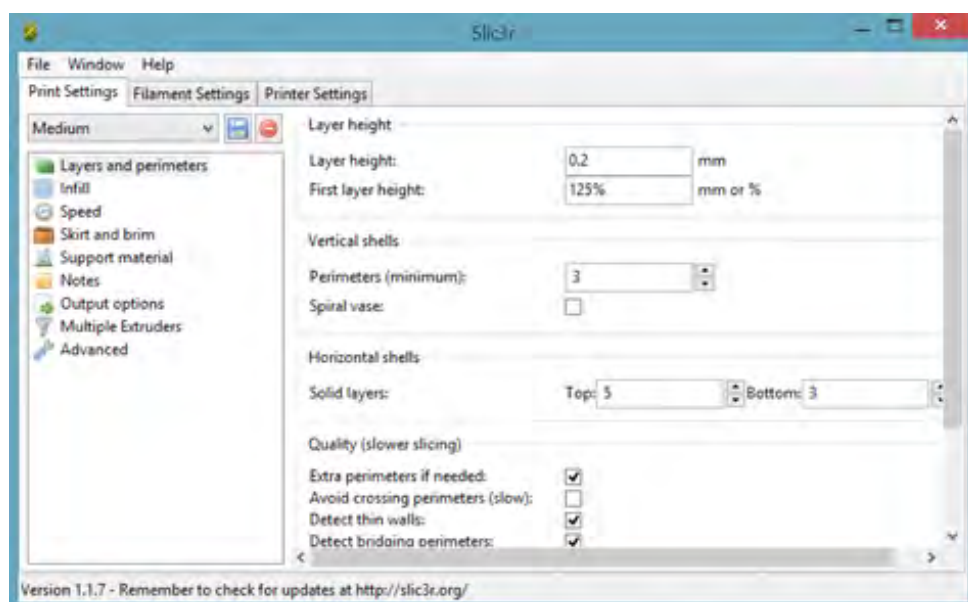


Figura 3.10: Interfaz de *Slic3r*

3.2. Diseño 1

El Diseño 1 está orientado a minimizar el tamaño del prototipo. Para ello se busca aprovechar al máximo las ventajas en cuanto a dimensiones que ofrece el uso de turbinas. Todos los componentes del prototipo tendrán una localización fija prevista en el diseño *CAD* y se buscará una forma lo más compacta y óptima posible en cuanto al uso del espacio disponible para instrumentación.

El primer paso del diseño es modelar los componentes necesarios e imprescindibles, buscando posicionarlos en el diseño de manera que ocupen el menor espacio posible (Figura 3.11).

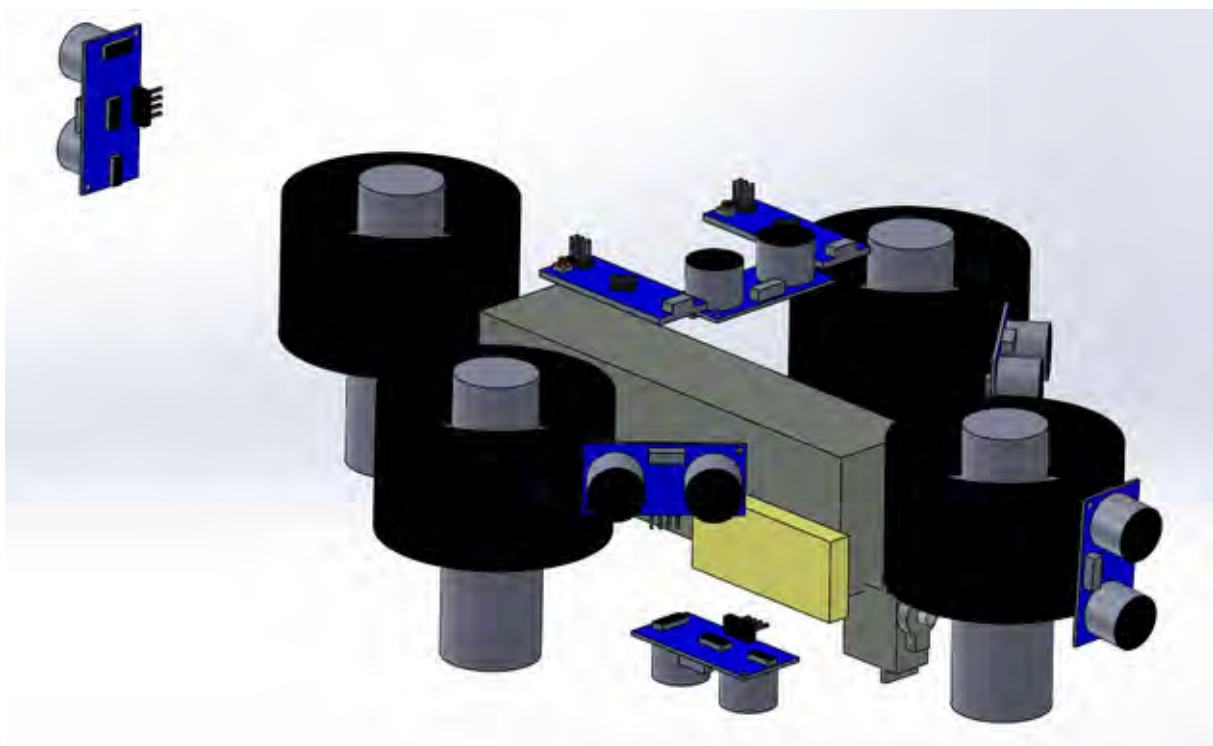


Figura 3.11: Componentes del Diseño1 modelados y posicionados

Teniendo en cuenta los requisitos de robustez, se diseña una estructura compuesta de vigas y costillas (Figura 3.12). De este modo, se busca lograr

un prototipo resistente y ligero y manteniendo el espacio necesario para los elementos necesarios y la instrumentación que se quiera embarcar.

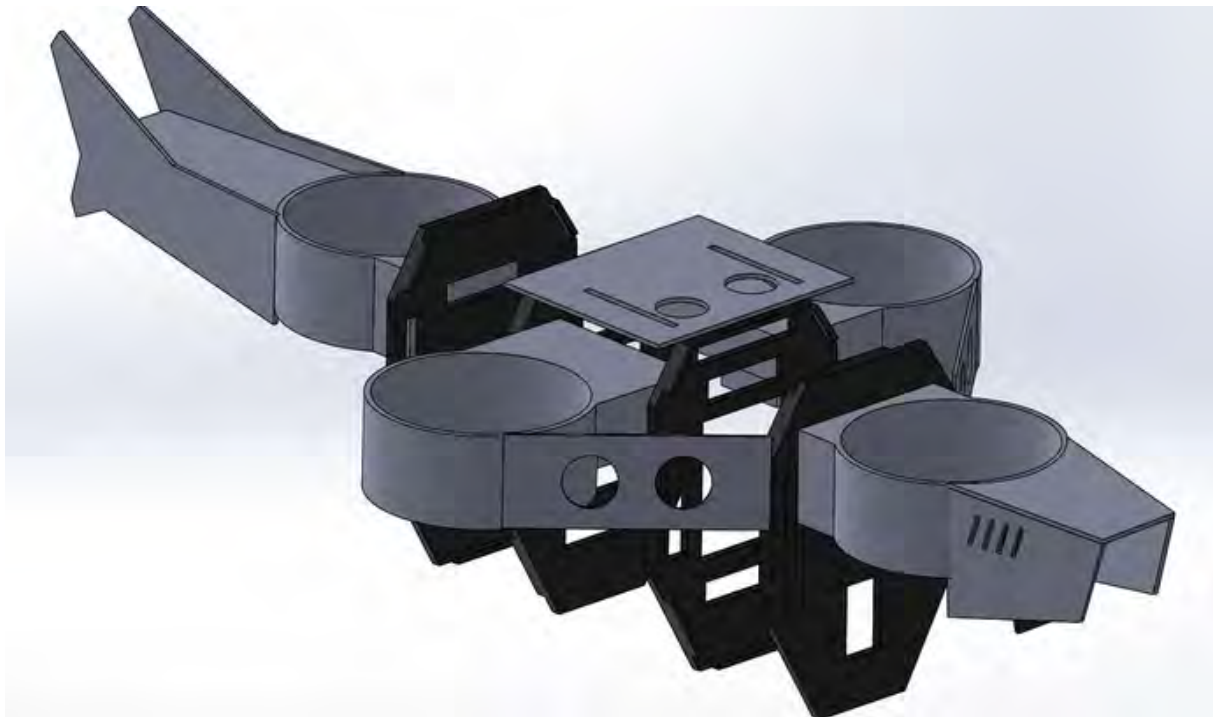


Figura 3.12: Estructura del Diseño1

Los anclajes para las turbinas plantean la principal dificultad en este diseño. Deben ser muy robustos y deben poder sujetar las turbinas con firmeza pero sin dañarlas. Tras valorar varias opciones se opta por un diseño de anillo alrededor del elemento de forma que se consigue una gran superficie de sujeción.

El diseño conseguido finalmente es muy compacto y, a priori, queda dentro de las limitaciones y objetivos impuestos inicialmente (Figura 3.13). Sin embargo, debido a la priorización del tamaño final del prototipo y a la falta de más tiempo para desarrollar el proyecto, no ha sido posible idear una estructura que permita reemplazar con facilidad la mayoría de los componentes. Esta es una de las principales desventajas de este diseño.

Por otro lado, se ha dejado expuesto el interior del fuselaje para permitir la adición de otros componentes e instrumentación en desarrollos futuros.

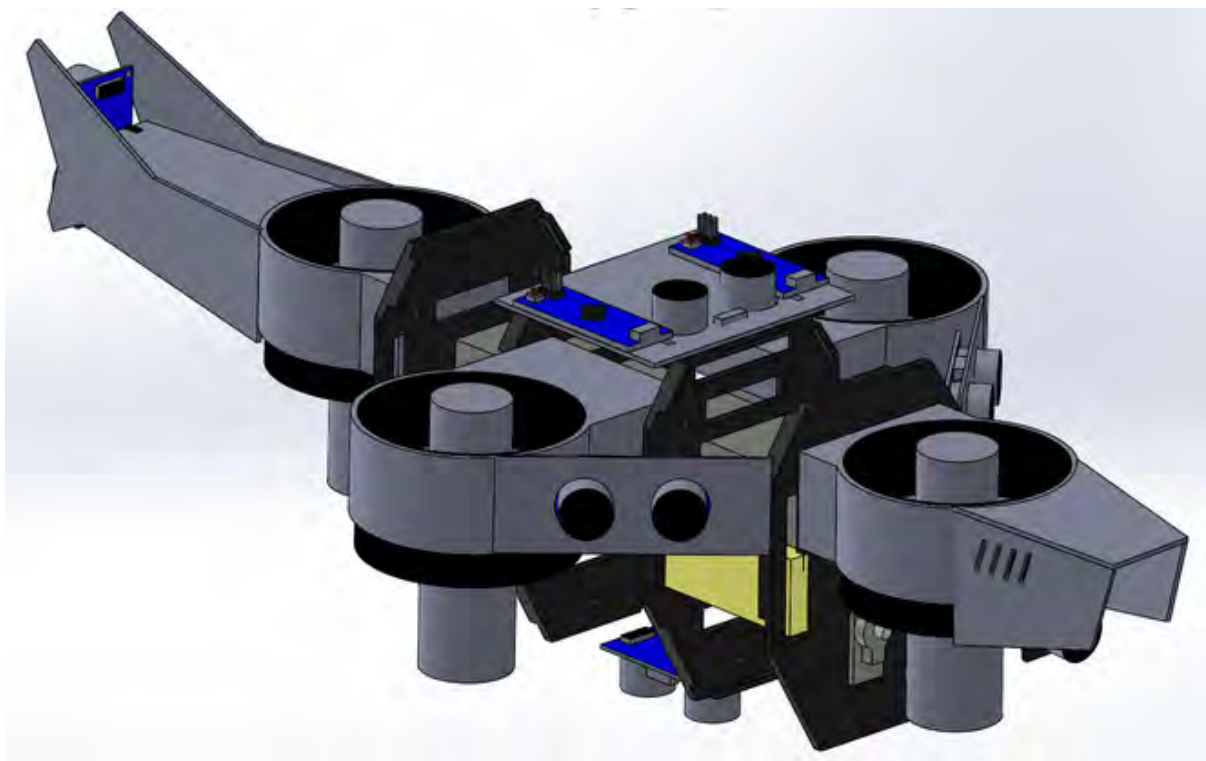


Figura 3.13: Diseño 1 completo

3.3. Diseño 2

El Diseño 2 busca un enfoque más convencional y debe considerarse como complementario del Diseño 1. Se pretende que la tecnología desarrollada en este proyecto sea aplicable a ambos diseños. En este caso, se han priorizado la robustez y la posibilidad de reemplazar componentes fácilmente. Para ello, todos los componentes y piezas de este prototipo irán sujetos mediante elementos de fijación atornillables.

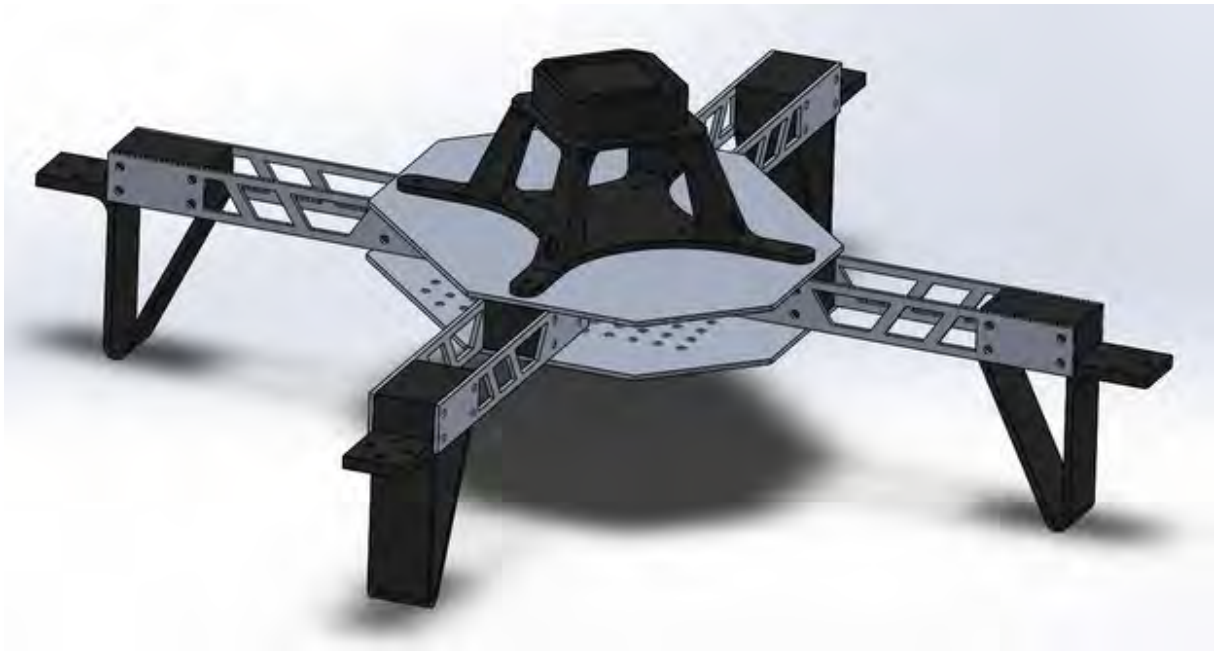


Figura 3.14: Estructura compuesta de aluminio y piezas impresas

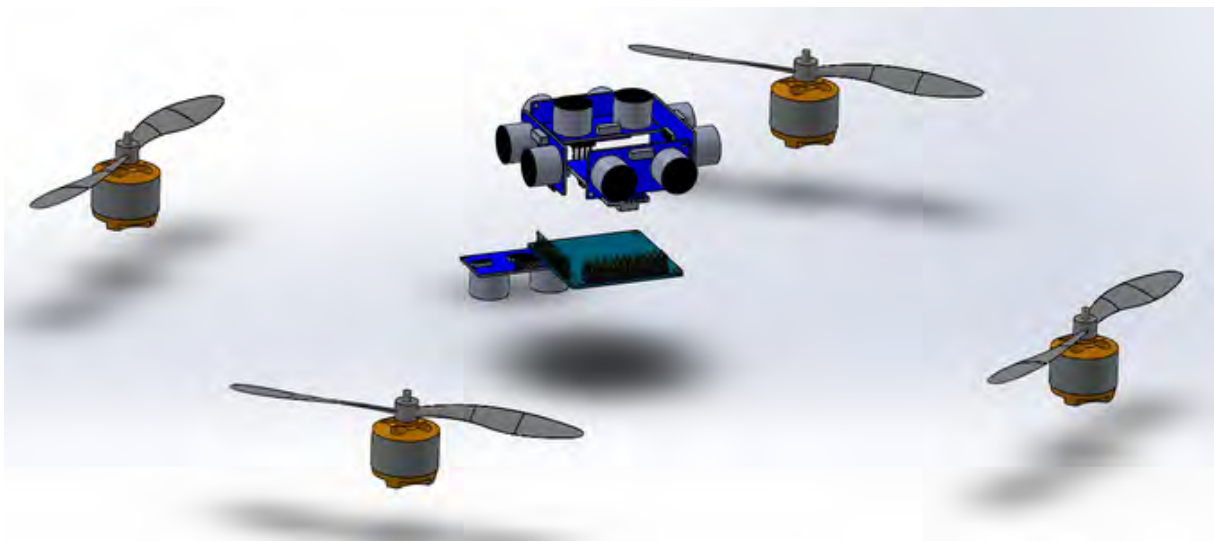


Figura 3.15: Componentes del Diseño 2 modelados y posicionados

Puesto que este diseño es de mayores dimensiones que el Diseño 1, se ha optado por reducir la cantidad de piezas fabricadas mediante impresión 3D y buscar otras alternativas más ligeras. Es por ello, que se han diseñado piezas orientadas a la fabricación en aluminio por corte por láser.

Al utilizar hélices en lugar de turbinas se ha aumentado el tamaño que tendrá el protipo, pero esto también significa que se dispone de más espacio para instrumentación y componentes no esenciales.

Finalmente, el diseño obtenido al tener en cuenta estas consideraciones y prioridades cumple, a priori, con los objetivos buscados inicialmente (Figura 3.16). Además, este modelo presenta una simetría mayor que el Diseño 1, lo cual facilitará las tareas de programación del algoritmo de control de estabilidad.

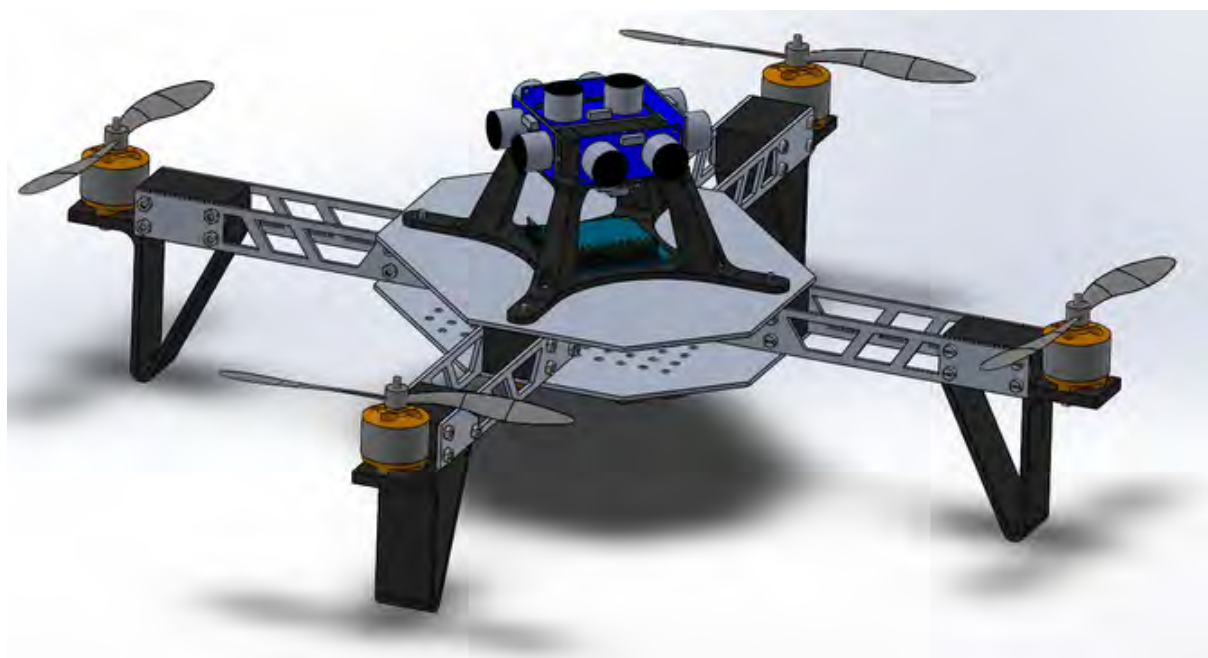


Figura 3.16: Diseño 2 completo

3.4. Construcción final de prototipos

Tras el diseño mediante herramientas *CAD*, el siguiente paso es la fabricación de las piezas y la construcción de los prototipos. En este apartado se tratarán dichas tareas en primer lugar. A continuación se hará un análisis

de los prototipos construidos y se explicarán las pruebas realizadas inicialmente sobre los mismos.

3.4.1. Construcción del Diseño 1

Todos los componentes del Diseño 1 son imprimibles en 3D o elementos estándar de ferretería o aeromodelismo. De este modo, su construcción resulta muy sencilla.

La construcción del prototipo comienza con el anclaje de las costillas y de la batería. Estos elementos, junto con las varillas roscadas que recorren la estructura, le dan resistencia y rigidez al diseño.

A continuación se introducen los anillos de sujeción de las turbinas. Estos deben fijarse firmemente puesto que soportarán las vibraciones que generen las turbinas además del propio peso del quadrotor.

Tras estos pasos se procede al ensamblaje y cableado de la electrónica de potencia, la cual incluye los motores y sus reguladores de velocidad. Es importante que este paso se realice con el mayor cuidado posible, dado que un cortocircuito o una derivación en cualquiera de los cables podría causar daños irreparables a los componentes e incluso averías o incendios en la estructura.

Con el cableado de potencia finalizado, se realiza el cableado de la electrónica de control y de los sensores. La alimentación de estos componentes debe ser distinta a la de la electrónica de potencia para evitar ruido y variaciones en la tensión de alimentación. Esto se consigue gracias

a los reguladores de velocidad de los motores, que generan una fuente de alimentación extra a 5 V a partir de la potencia que toman de la batería.

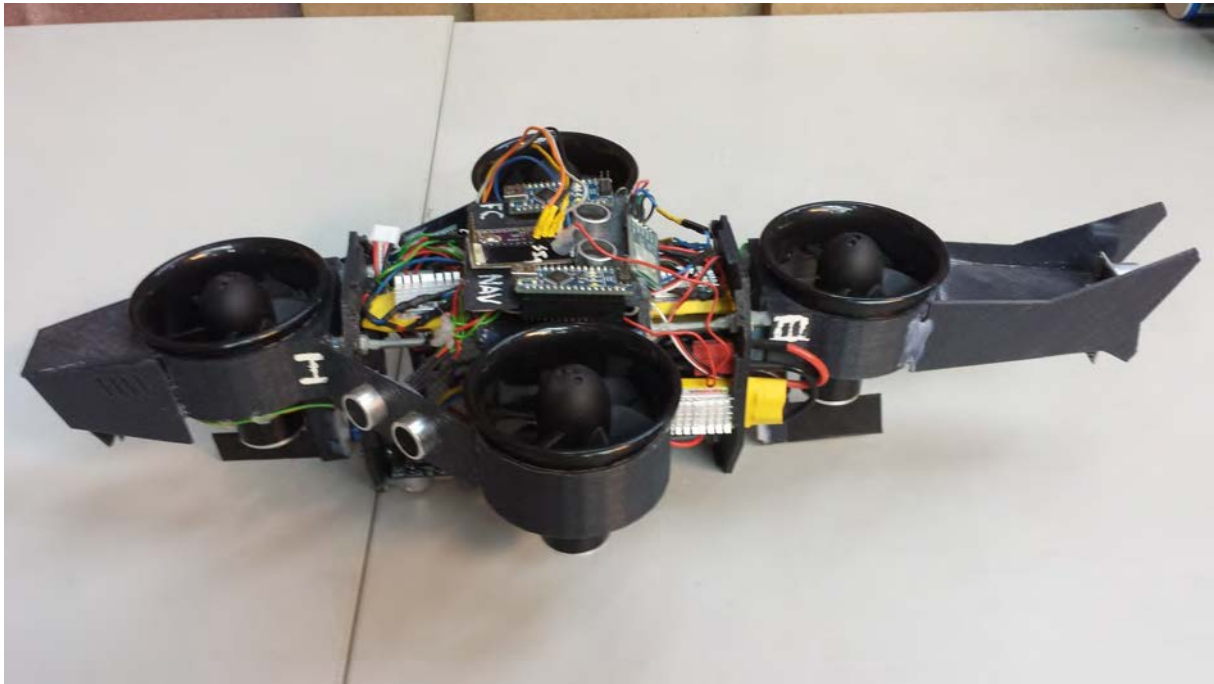


Figura 3.17: Diseño 1 vista lateral

Tras finalizar el proceso de cableado y la instalación de los sensores y la electrónica de control, se obtiene finalmente el prototipo inicial terminado (Figuras 3.17 y 3.18).

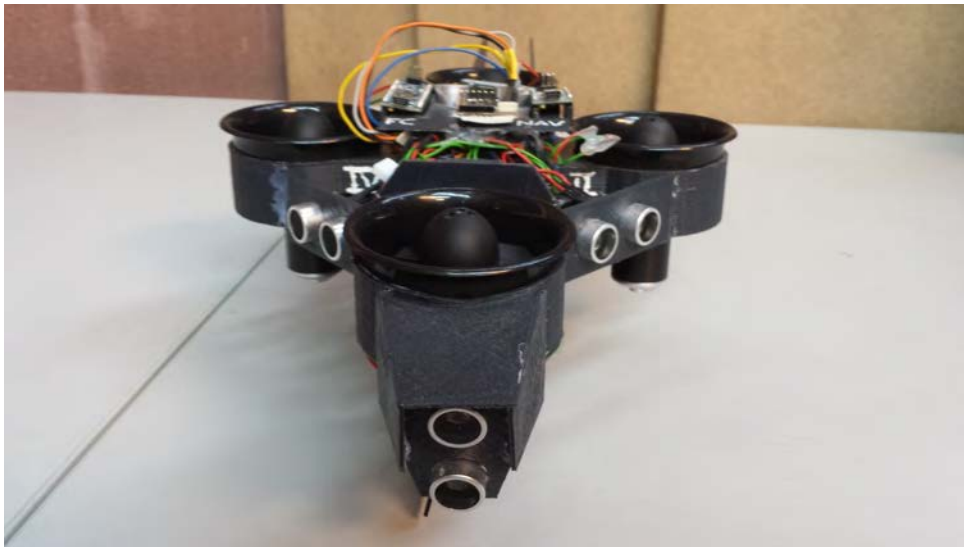


Figura 3.18: Diseño 1 vista frontal

Se observan, sin embargo, algunos fallos de diseño. A pesar de haberse tomado todo el cuidado posible en el montaje, las turbinas no parecen estar perfectamente ancladas a la estructura. El sistema de anclaje diseñado no funciona como se esperaba y este error causará problemas de vibraciones que quizás no sea posible eliminar mediante los filtros digitales de paso bajo previstos en el sistema de control de vuelo.

3.4.2. Construcción del Diseño 2

Como se ha mencionado previamente, el Diseño 2 busca la robustez y facilidad de montaje y sustitución de los componentes. Por estos motivos, la sujeción de las piezas se efectúa mediante el uso de bridas, tornillos, tuercas y varillas de métrica estándar (Figura 3.19). Además, con el fin de reducir peso, se ha optado por fabricar algunas de las piezas en aluminio cortado por laser.



Figura 3.19: Acoplamiento del motor al brazo

En un primer paso se monta la estructura (Figura 3.20). Se realiza el anclaje de las piezas de plástico y aluminio empleando los tornillos y tuercas previstos y procurando corregir las pequeñas imperfecciones que aparecen en las piezas fabricadas mediante impresión 3D.



Figura 3.20: Estructura del Diseño 2

A continuación se procede al ensamblaje de los componentes de electrónica de potencia y motores (Figura 3.21). Una vez más, tomando el mayor cuidado posible para evitar cortocircuitos y derivaciones, especialmente en este prototipo que, al tener numerosos elementos de aluminio es especial-

mente susceptible a sufrir este tipo de problemas.



Figura 3.21: Estructura con componentes de potencia del Diseño 2

Por último, se realiza el cableado de la electrónica de control y sensorización. Este prototipo es compatible tanto con el autopiloto comercial *MultiWii Pro* como con el autopiloto de diseño propio. En la figura 3.22 puede apreciarse una foto del prototipo con el autopiloto *MultiWii Pro* embarcado.



Figura 3.22: Prototipo del Diseño 2 finalizado

Desgraciadamente, debido a los límites en el tiempo de que dispone este proyecto, no ha sido posible completar la fabricación de los anillos protectores para las hélices, quedando las mismas expuestas. Este problema deberá abordarse en futuros desarrollos del proyecto, dado que dificulta la utilización del prototipo y lo hace más peligroso.

3.4.3. Análisis de las vibraciones en la estructura

Una de las características más importantes de la estructura es su capacidad para absorber las vibraciones que generan los motores y las hélices. Esto es importante porque estas vibraciones afectan negativamente a la fiabilidad y precisión de las mediciones del sensor inercial. Ocasionalmente es posible filtrar el ruido que producen esas vibraciones en el sensor inercial, pero a menudo, las vibraciones tienen armónicos de frecuencia cercana a las oscilaciones de la aeronave, por lo que resulta imposible su filtrado.

En este apartado se llevará a cabo una breve comparativa de la respuesta ante vibraciones de cada una de las estructuras construidas (Figura 3.23).

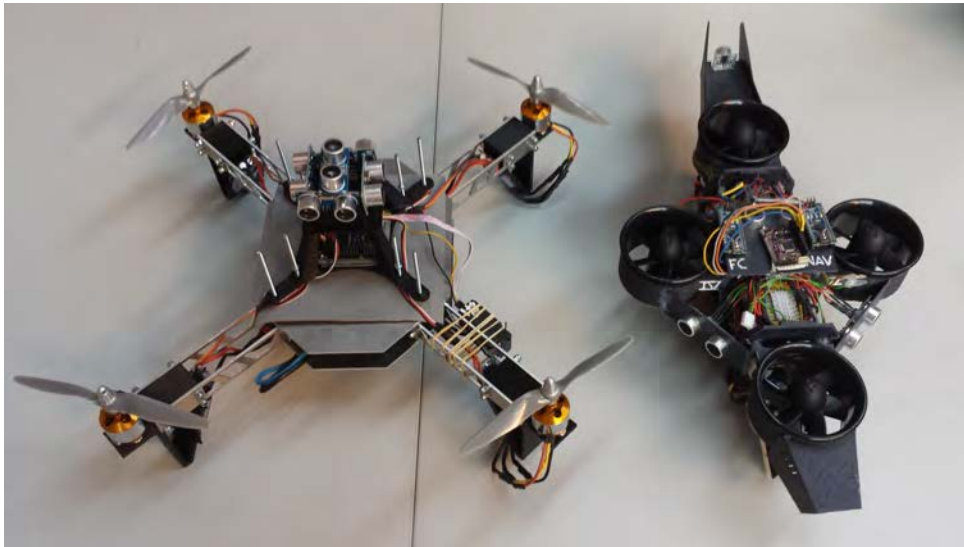


Figura 3.23: Ambos diseños lado a lado

A continuación se exponen las mediciones obtenidas en el sensor inercial del quadrotor, habiéndose obtenido las mismas suspendiendo la estructura mediante hilos por cinco puntos de sujeción y acelerando los motores hasta su máxima potencia (Figura 3.24).



Figura 3.24: Quadrotor suspendido en la estructura de pruebas

En primer lugar, se miden las vibraciones con los motores apagados, para obtener una medición de referencia con la que comparar las demás. Como puede apreciarse en la Figura 3.25, las lecturas de las posiciones angulares son estables y tienen una buena precisión.

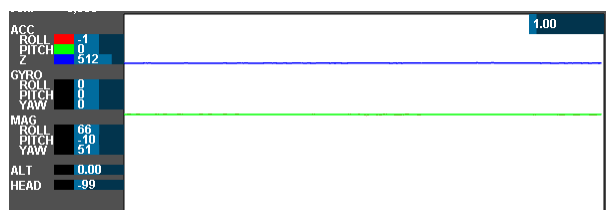


Figura 3.25: Medición de las vibraciones sin actuadores en funcionamiento

Como puede observarse en la Figura 3.26, las vibraciones que generan las turbinas del Diseño 1 no son absorbidas por la estructura. Se intentará corregir este problema mediante un filtro digital de paso bajo en el software, pero en caso de que no sea posible eliminar este ruido, será necesario rediseñar la estructura.

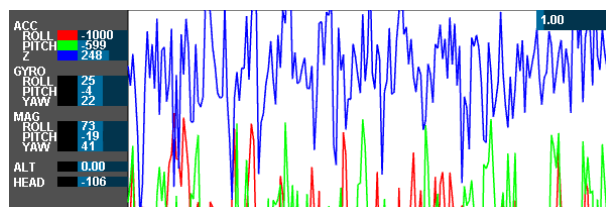


Figura 3.26: Medición de las vibraciones generadas por las turbinas

3.4.4. Vibraciones en el Diseño 2

Las vibraciones que generan las hélices y los motores llegan al sensor inercial, pero, tal como puede apreciarse en la Figura 3.27, con una intensidad muy inferior a la que se da en el Diseño 1. En el software del sistema de control de vuelo se implementará un filtro digital de paso bajo para

atenuar aún más estas vibraciones, pero aparentemente no supondrán un problema para el funcionamiento de la aeronave.

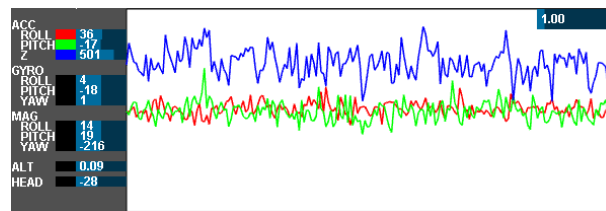


Figura 3.27: Medición de las vibraciones generadas por las hélices

3.4.5. Conclusiones del análisis de vibraciones

La estructura del Diseño 2 absorbe las vibraciones de forma mucho más eficaz que el Diseño 1. Determinar el porqué de esta característica escapa al alcance del proyecto, pero se realiza la conjetura de que se debe a la mayor distancia entre las fuentes de vibración y el sensor inercial. Esto se tendrá en cuenta en futuros diseños, dado que el filtrado del ruido que producen las vibraciones puede ser muy complejo, llegando incluso a ser impracticable.

Capítulo 4

Diseño del software y algoritmos de aprendizaje

El proceso de implementación de los sistemas que componen el piloto automático desarrollado en este proyecto cuenta con varias etapas, las cuales serán descritas en este capítulo. Además, se expondrá el funcionamiento de los algoritmos de aprendizaje utilizados para el ajuste automático del sistema de control PID (Proporcional Integral Derivativo) utilizado.

4.1. Diseño del software de control de vuelo

En esta sección se describirá la arquitectura del software de control de vuelo. Se hablará de las prioridades en cuanto a seguridad y fiabilidad del software y se explicará brevemente el funcionamiento de cada bloque funcional del autopiloto.

4.1.1. Arquitectura de control

El control de la aeronave se efectuará en tres niveles diferenciados. Cada uno compuesto por varios bloques que se comunican entre si para generar la arquitectura de control que se describe en la Figura 4.1.

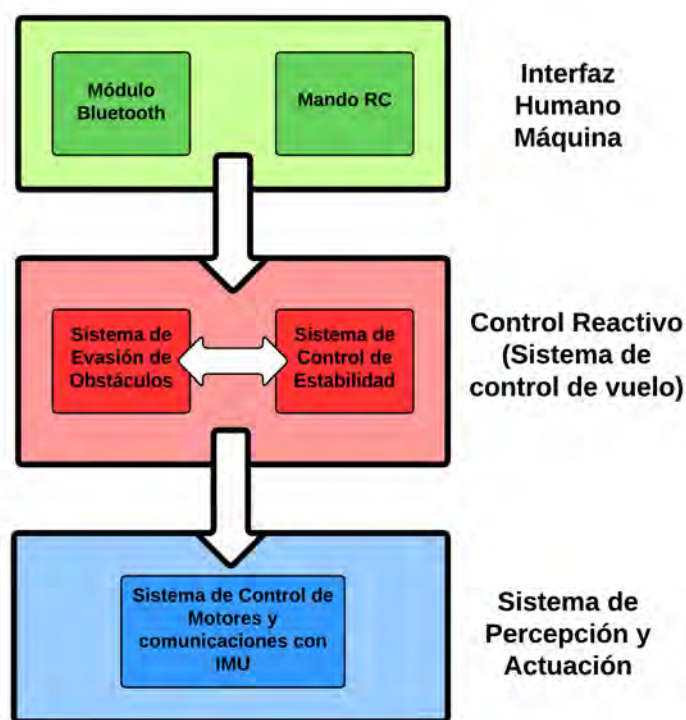


Figura 4.1: Diagrama de la arquitectura de control

El nivel superior es la Interfaz Humano-Máquina, que gestiona las comunicaciones entre el operador y el quadrotor. Para ello se emplea un mando *RC* o el módulo *bluetooth* embarcado en la aeronave. Sin embargo, estos comandos deben ser procesados tanto por el bloque de control de estabilidad como por el bloque de navegación y evasión de obstáculos. Esto es así para evitar que se realicen maniobras peligrosas o que se produzcan colisiones.

A continuación se encuentran los siguientes niveles. El sistema de control de estabilidad, se encarga de garantizar una orientación e inclinación concretas del quadrotor. Es uno de los niveles más importantes puesto que, sin él, es imposible efectuar cualquier control sobre la posición o navega-

ción. En paralelo funciona el sistema de evasión de obstáculos. En este nivel se procesan los datos recogidos regularmente mediante los sensores de ultrasonidos y se tienen en cuenta los comandos del usuario. De este modo se generan comandos a bajo nivel que se envían al bloque de control de estabilidad.

Por último, existe un nivel básico de control de motores y comunicaciones con el sensor inercial. Dicho nivel convierte los comandos de los bloques superiores en señales para los motores y actuadores. También se encarga de leer el sensor inercial.

Siguiendo estos pasos es posible realizar un control de la aeronave en el cual el usuario humano sigue jugando un papel importante. En cambio, los sistemas automáticos tratarán de impedir que el quadrotor colisione o pierda la estabilidad a raíz de comandos humanos peligrosos. A continuación se explicará en detalle la función de cada uno de los bloques de control.

4.1.2. Control de estabilidad

Este sistema se encarga de leer y procesar los datos del sensor inercial y las órdenes de los bloques superiores. Combinando ambos datos, se generan señales de control para los motores de forma a posicionar la aeronave con la orientación e inclinación deseadas.

Debido a la necesidad de que el ciclo de control de estabilidad se ejecute con un periodo constante, será necesario el uso de un microcontrolador *Arduino* dedicado en su totalidad al desempeño de esta función. De lo contrario, los comandos de alto nivel de los otros bloques podrían ralentizar

o interferir en la ejecución del algoritmo de control de estabilidad ocasionando la pérdida del control de la aeronave.

4.1.3. Control humano

El objetivo de este proyecto es desarrollar una plataforma aérea para facilitar la investigación en algoritmos de navegación autónoma para quadrotores en misiones de busca y rescate y la implementación de dichos algoritmos no forma parte del desarrollo de este proyecto. Por este motivo es necesario el control humano para la realización de pruebas con los prototipos construidos.

El bloque de Control Humano se encarga precisamente de procesar y dirigir los comandos humanos que reciba el quadrotor. Según la naturaleza de los mismos, se descartarán o se transformarán y redirigirán a los bloques correspondientes para su ejecución.

4.1.4. Navegación y evasión de obstáculos

La función de este bloque es combinar y procesar los datos obtenidos de los sensores de ultrasonidos con los comandos humanos válidos. De esta forma se generarán instrucciones de bajo nivel para el sistema de control de estabilidad, que permitan la generación de trayectorias por las que se desplazará el quadrotor sin colisionar con los obstáculos que se presenten.

Puesto que tanto este bloque, como el bloque de control humano generan comandos de alto nivel, que no necesitan la misma velocidad de ejecución que el control de estabilidad, es posible combinar ambos bloques en el mismo microcontrolador *Arduino*.

4.2. Obtención del modelo dinámico del quadrotor

Para la elaboración del algoritmo de control de estabilidad, es necesario contar en primer lugar con un modelo dinámico del quadrotor que nos permita evaluar las respuestas del mismo ante los *inputs* de control. A continuación se explica el procedimiento seguido para la obtención de dicho modelo dinámico.

4.2.1. Mecánica del sólido rígido

Los principios más relevantes que entran en juego a la hora de identificar la dinámica de este sistema son los principios físicos de inercia y equilibrio de fuerzas y momentos. La aerodinámica no constituye una parte importante de la dinámica de esta aeronave más allá del cálculo de la sustentación que generan sus hélices o turbinas. Esto se debe a que a las bajas velocidades que será capaz de desarrollar un quadrotor de vuelo en interiores, las fuerzas aerodinámicas no tienen una magnitud lo bastante grande como para influir notablemente en el vuelo.

Por tanto, el vuelo del quadrotor se rige por un sistema de ecuaciones diferenciales que puede obtenerse analizando la geometría y la dinámica del prototipo y caracterizando sus componentes. Para obtener este sistema de ecuaciones necesitamos, en primer lugar, la matriz de inercias del quadrotor con respecto a su centro de gravedad. Para ello hacemos uso de la herramienta *CAD SOLIDWORKS 2014*, que nos permite obtener dicha matriz (Figura 4.2) a partir del propio diseño tras haber asignado a cada pieza el material correspondiente.

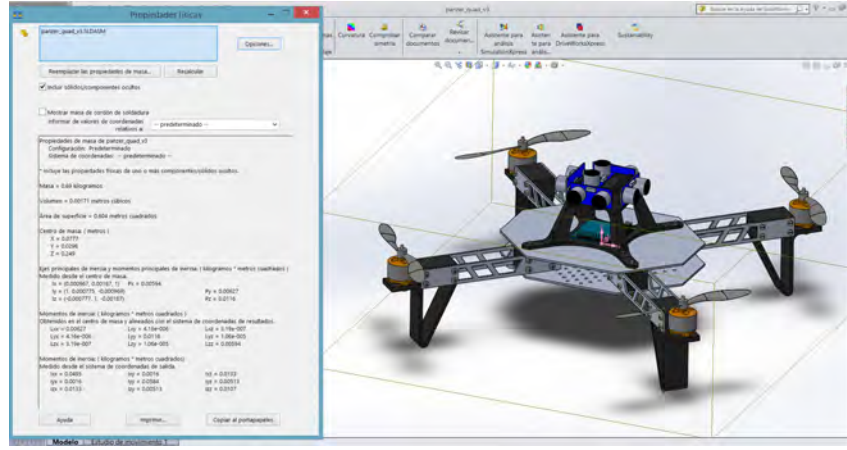


Figura 4.2: Matriz de inercia respecto al centro de masa ©Eduardo Martín

A continuación se combina esta matriz con las ecuaciones de equilibrio de fuerzas y momentos respecto a los tres ejes angulares del quadrotor, *Roll*, *Pitch* y *Yaw*. De este modo se obtiene el sistema de ecuaciones en espacio de estados que puede apreciarse en la expresión 4.1 [8].

$$\dot{\omega} = \begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} I^{-1} (\tau - \omega \times (I\omega)) \quad (4.1)$$

Donde ω representa las posiciones angulares del quadrotor respecto a su propio sistema de referencia (siendo $\dot{\omega}$ la derivada de las mismas), I^{-1} es la matriz de inercias invertida de la aeronave y τ es el vector de los pares que generan las hélices o turbinas.

Este sistema, combinado con un modelo de los motores y la sustentación que generan, nos permite conocer el estado de la aeronave conociendo el estado previo y el *input* de control. De este modo, ya es posible realizar simulaciones y comenzar a programar el algoritmo de control de estabilidad.

4.2.2. Simulaciones en *MATLAB* del modelo dinámico

Como se ha explicado previamente, el algoritmo de control de estabilidad consistirá en tres algoritmos PID independientes para cada eje de la aeronave. Dichos algoritmos se programan en *MATLAB Simulink* haciendo uso del modelo dinámico que se ha obtenido previamente y del modelo del sensor inercial utilizado, también conocido como observador de estados.

Para facilitar la simulación de la aeronave y con la finalidad de obtener una visualización más intuitiva de su comportamiento, se ha optado por integrar el modelo dinámico obtenido en la *toolbox* de robótica de Peter Corke, la cual cuenta con un modelo de quadrotor. De este modo, se obtiene el siguiente diagrama de bloques (Figura 4.3), que simula el comportamiento en vuelo de la aeronave con el algoritmo de control de estabilidad desarrollado.

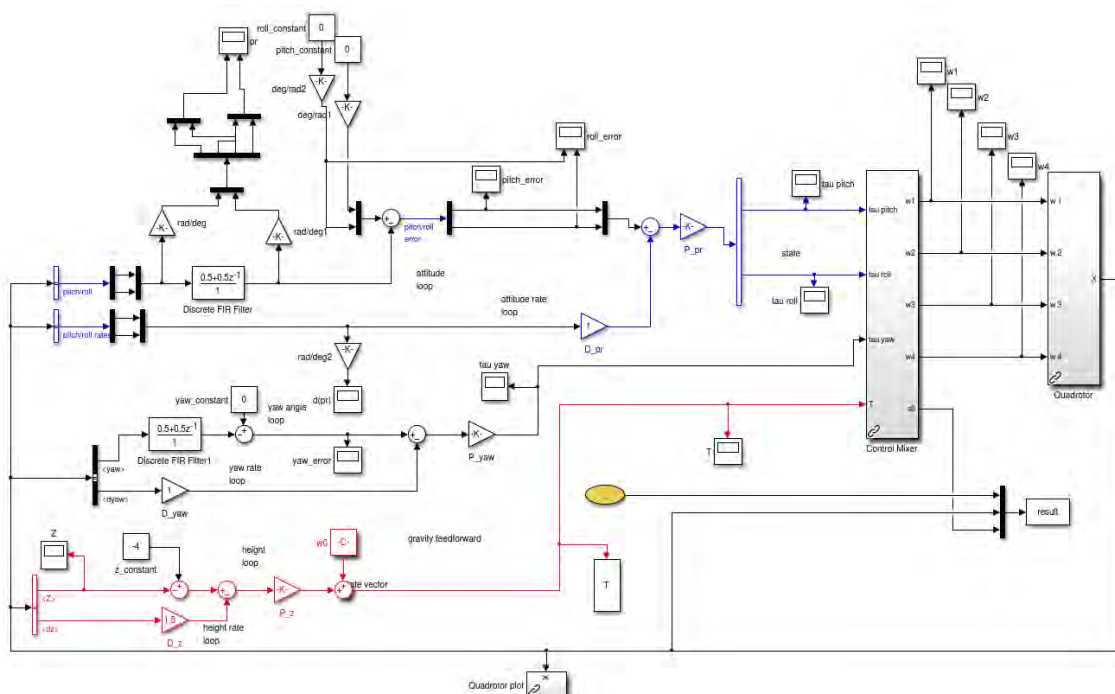


Figura 4.3: Modelo en *MATLAB/Simulink*

4.2.3. Validación en el prototipo

Con el fin de validar las simulaciones realizadas en *MATLAB Simulink*, se realizan pruebas con el prototipo anclado a una estructura que impide su desplazamiento y su posible colisión contra otros objetos (Figura 4.4).



Figura 4.4: Quadrotor anclado en la estructura de pruebas

Se comprueba que las respuestas en bucle abierto del quadrotor en la estructura de pruebas se equiparan a las que cabría esperar a partir del modelo dinámico obtenido previamente. Tras verificar que estas son comparables, se procede a la programación de los algoritmos de control de estabilidad en un microcontrolador *Arduino*.

4.3. Algoritmo de estabilidad PID

Contando con el modelo dinámico del quadrotor y tras haber realizado simulaciones y ensayos en el banco de pruebas para comprobar que dicho

modelo es válido, ya se puede plantear la implementación de los algoritmos de control de estabilidad PID.

4.3.1. Pruebas de concepto

En primer lugar, es necesario validar el concepto de controlar los motores trifásicos sin escobillas empleando el microcontrolador *Arduino*. También es necesario comprobar que los algoritmos de control PID son apropiados para este tipo de sistema. Ambos conceptos ya están probados en autopilotos comerciales, pero teniendo en cuenta que en este caso se va a realizar una implementación independiente de dichos conceptos, es conveniente validarla previamente en un banco de pruebas apropiado.

Para ello, se construye una pequeña estructura balancín a la que se acoplan dos motores con sus hélices y reguladores electrónicos de velocidad (Figura 4.5). Estos se conectan al microcontrolador *Arduino* y al sensor inercial y se comprueba el funcionamiento del algoritmo de control PID en este sistema.

Tras comprobar que el algoritmo de estabilización funciona y permite mantener la estabilidad de este sistema, se procede a su implementación a escala completa en el sistema de control de estabilidad del quadrotor.

4.3.2. Simulaciones en *MATLAB* del algoritmo PID

Las pruebas realizadas en la estructura balancín permiten obtener información relevante en cuanto a la fiabilidad de las simulaciones realizadas previamente. A raíz de dichas pruebas se decide efectuar algunas modificaciones en el modelo empleado en la simulación.



Figura 4.5: Estructura balancín

Al realizar las pruebas en la estructura balancín se observó que las vibraciones producidas por los motores afectan en gran medida al algoritmo de control. De modo que, para obtener una simulación (Figura 4.6) más fiable y representativa de la realidad, se introduce un ruido artificial en nuestro observador de estados (que representa al sensor inercial). Este ruido reproduce las vibraciones que aparecen en la estructura a causa del movimiento de las hélices y motores del quadrotor. Su amplitud media y características frecuenciales están basadas en las mediciones realizadas previamente tanto en la estructura balancín como en la propia estructura de la aeronave.

Contando con estos nuevos datos se procede a refinar la implementación del software de control de estabilidad mediante la inclusión de un filtro digital de paso bajo con una frecuencia de corte de 50 Hz. De este modo se espera reducir la influencia de las vibraciones en el *input* de control que se envía a los motores.

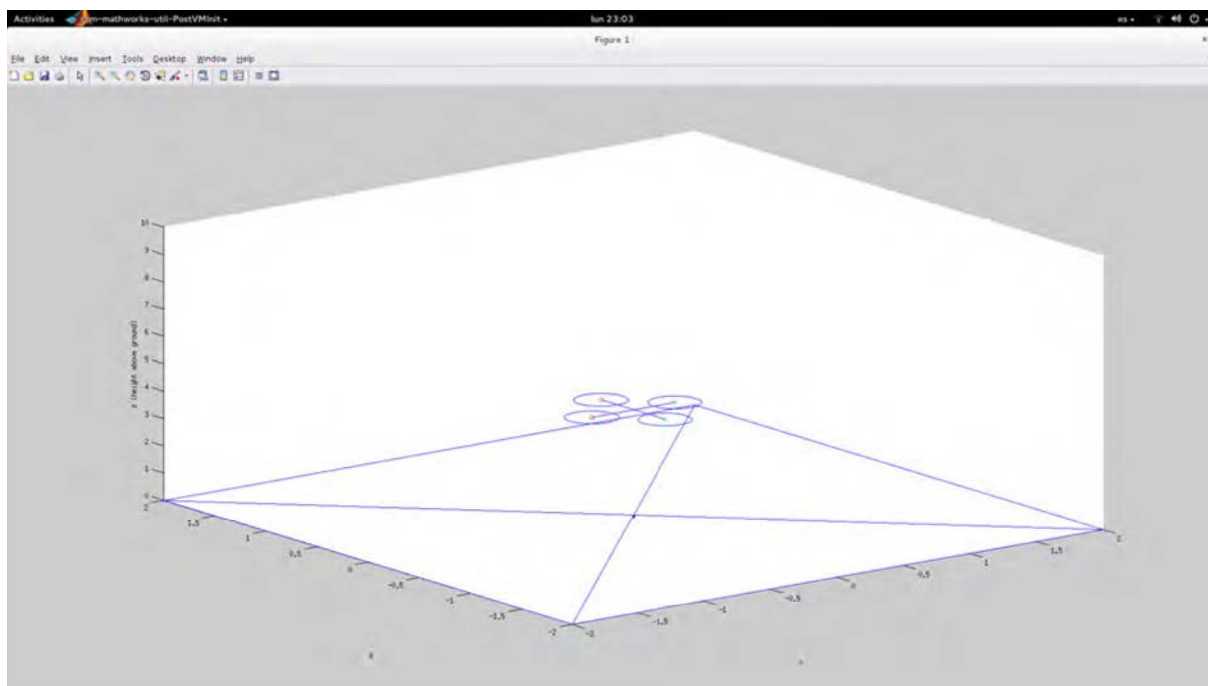


Figura 4.6: Visualización de la simulación

4.3.3. Control mediante RC

De manera provisional, se implementa un algoritmo de lectura del receptor RC en el microcontrolador *Arduino* encargado del control de estabilidad. Se toma esta decisión para facilitar la realización de pruebas y para permitir un control más directo e intuitivo de la aeronave durante las mismas.

Dicho algoritmo será totalmente reutilizable más tarde en el microcontrolador encargado de la recepción de comandos humanos y de la evasión de obstáculos. Además, de este modo, ya queda implementado y validado el concepto de lectura de señales PWM (*Pulse Width Modulation*) mediante interrupciones empleado para la lectura del receptor de RC (Figura 4.7).

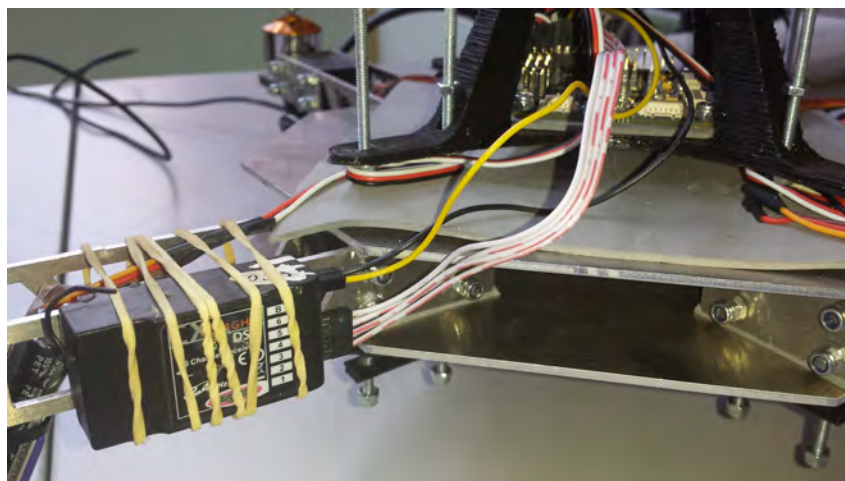


Figura 4.7: Receptor *RC* conectado

4.3.4. Pruebas en el prototipo anclado

Con el prototipo anclado a la estructura de pruebas se comprueba que cada algoritmo de control PID es capaz de estabilizar el eje correspondiente en un tiempo apropiado. Dichos algoritmos se refinan ajustando sus constantes proporcionales y derivativas hasta que los resultados en la estructura de pruebas son satisfactorios.

El ajuste de los parámetros del PID se lleva a cabo mediante la siguiente técnica: inicialmente se anulan los tres efectos, entonces, gradualmente se incrementa la acción proporcional hasta que el prototipo comienzan a aparecer oscilaciones en la respuesta, en este punto se aumenta la acción derivativa hasta que dichas oscilaciones desaparecen y el tiempo de estabilización es satisfactorio. La acción integral solamente es útil para errores en régimen permanente, su ajuste suele ser de menor importancia en los quadrotores, dado que este tipo de errores es menos frecuente.

Sin embargo, no ha sido posible alcanzar en el prototipo anclado unos resultados que permitan pasar a la realización de pruebas en vuelo. Esto se

debe a fallos en la propia implementación de los algoritmos de control en el microcontrolador, que afectan a la fiabilidad del mismo, de manera que la realización de ensayos fuera de la estructura de pruebas presenta riesgos demasiado elevados tanto para el quadrotor como para los investigadores.

4.4. Algoritmo de evasión de obstáculos

Como se ha mencionado previamente, la función del algoritmo de evasión de obstáculos consiste en evaluar el entorno del quadrotor, detectar los obstáculos más cercanos y generar instrucciones de alto nivel que permitan evitar colisiones con los mismos. La implementación propuesta de estas funciones se describen en detalle en esta sección.

4.4.1. Secuencia de lectura de los sensores de ultrasonidos

Los sensores de ultrasonidos funcionan mediante el siguiente principio: se emite un pulso de sonido de alta frecuencia y se espera hasta escuchar el eco, se multiplica la velocidad del sonido en el aire por la mitad tiempo que transcurre entre que se emite el pulso y se escucha el eco. De este modo se obtiene una estimación relativamente precisa de la distancia al obstáculo más cercano al sensor (Figura 4.8). Sin embargo, este tipo de sensores tiene algunos inconvenientes que condicionan el funcionamiento del software de evasión de obstáculos de este proyecto.

La lectura de los sensores de ultrasonidos se realiza de forma secuencial, es decir, de uno en uno (Figura 4.9). Esto es así para evitar interferencias entre los sensores, especialmente en espacios cerrados, donde pueden producirse varios ecos y falsas detecciones de obstáculos. Sin embargo, esto

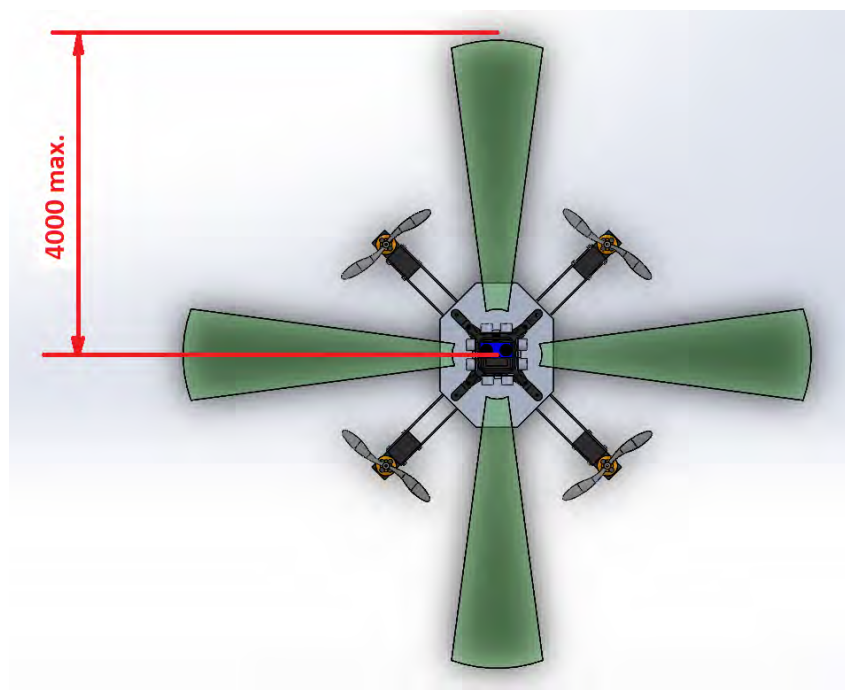


Figura 4.8: Alcance y amplitud de los sensores de ultrasonidos

implica que el proceso de lectura de todos los sensores es relativamente lento.

Para poder obtener la información necesaria para la evasión de obstáculos se ha optado por priorizar la lectura de determinados sensores. Esta priorización se determina en función de la dirección del movimiento de la aeronave. Leyendo con mayor frecuencia estos sensores es posible detectar con mayor antelación la presencia de obstáculos que podrían presentar un riesgo de colisión.

4.4.2. Simulaciones en *MATLAB*

Contando con este modelo de lectura de sensores, se podrán realizar simulaciones en *MATLAB Simulink* para determinar el rango de magnitudes de los *inputs* de control que permitirán a la aeronave evitar colisiones sin ocasionar la pérdida de estabilidad de la misma.

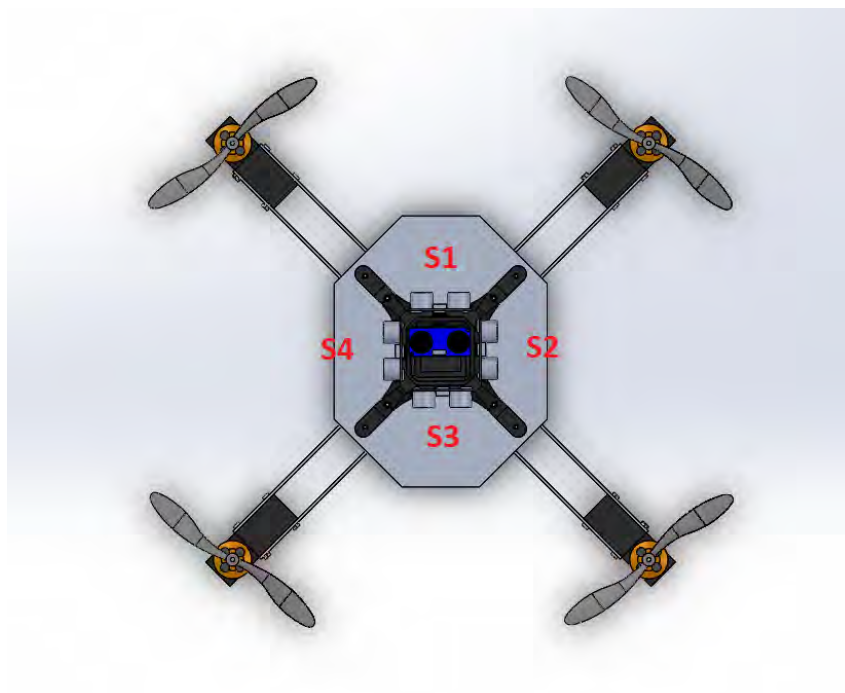


Figura 4.9: Numeración de los sensores

Dichas simulaciones se realizarían tras haber ajustado el regulador PID y consistirían en un abanico de *inputs* introducidos al azar para abarcar todo el espacio de búsqueda conformado por la dinámica de la aeronave.

De este modo, se obtendrán los comandos de inclinación máximos permisibles en el quadrotor (Figura 4.10), mediante los cuales podrá calibrarse el algoritmo de evasión de obstáculos. A mayor inclinación, mayor aceleración lineal es posible obtener, pero también resulta más probable la pérdida de estabilidad, de modo que se opta por establecer unos máximos moderados con un coeficiente de seguridad.

Sería necesario validar el algoritmo de evasión de obstáculos mediante numerosas pruebas con el prototipo. Sin embargo, debido al elevado peligro que presentan dichas pruebas para la aeronave, no se plantea la realización de las mismas dentro de los límites temporales de este proyecto. Debiendo

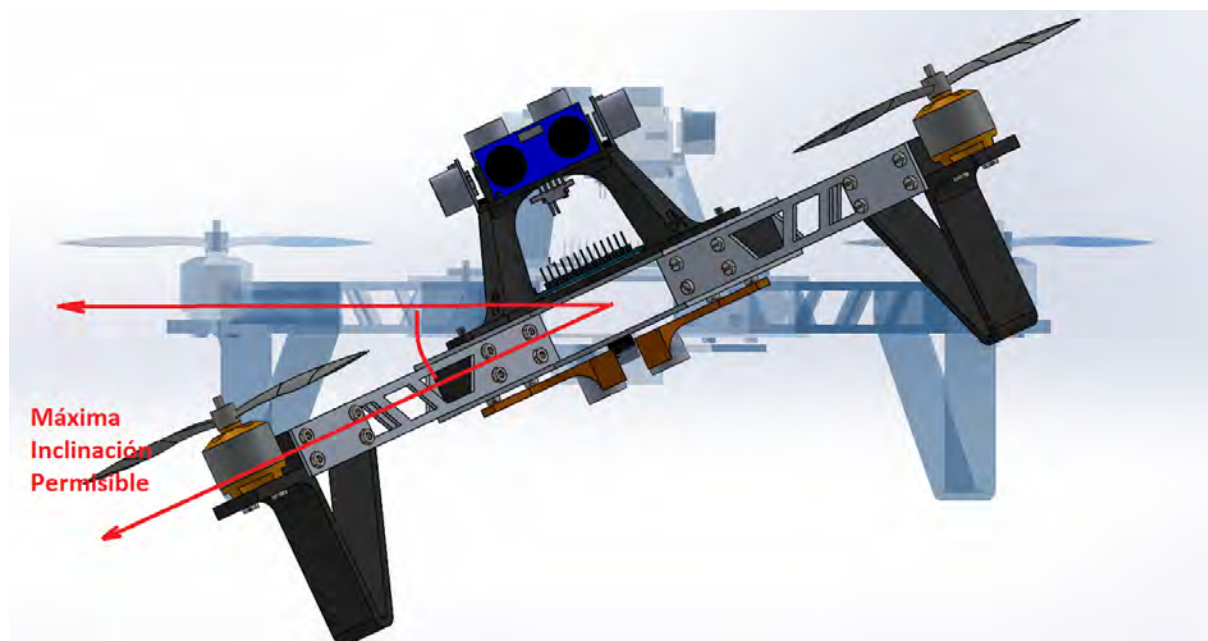


Figura 4.10: Inclinación máxima permisible

realizarse en desarrollos futuros y en un entorno de pruebas controlado que permita su realización minimizando el riesgo para el prototipo y para los investigadores.

4.5. Ajuste automático de PID: algoritmo *iFABO*

Hasta este punto, se ha planteado el ajuste de los algoritmos de control PID mediante un proceso iterativo empírico de prueba y error. Sin embargo, puesto que se dispone de un entorno de simulación apropiado, también es posible realizar el ajuste de los parámetros del PID mediante un algoritmo de aprendizaje. La descripción del funcionamiento básico de este algoritmo de aprendizaje y de su utilización son el objeto de esta sección.

4.5.1. Aprendizaje mediante aproximación de función de coste

El algoritmo *iFABO* realiza una aproximación de la función de coste del sistema para disminuir el tiempo de computación. Dicha aproximación

está basada en regresores gaussianos, lo cual además proporciona una estimación de la desviación de la aproximación realizada con respecto a la verdadera función. De este modo, se explora el espacio de búsqueda, es decir, el conjunto de parámetros PID posibles hasta encontrar una solución que satisfaga unos criterios iniciales o hasta un número límite de iteraciones. La principal ventaja de este algoritmo, es que permite además conocer el riesgo que se corre al ensayar cada conjunto de parámetros.

El funcionamiento básico de cada iteración es el siguiente: en primer lugar se genera una trayectoria con forma de espiral, a continuación se crea un controlador PID basándose en la información recogida en iteraciones previas (el primero es aleatorio), por último se evalúa el PID en la trayectoria generada y se calcula el coste que servirá de referencia para las siguientes iteraciones.

4.5.2. Simulaciones en *MATLAB/Simulink*

Para la realización de las simulaciones se aprovecha la *toolbox* de robótica de Peter Corke que se modificó previamente para ajustarse a este proyecto (Figura 4.11).

Dicha herramienta es muy útil para visualizar las simulaciones de vuelo y poder observar cómo evoluciona el controlador PID hasta ajustarse adecuadamente a las trayectorias que se le presentan.

Como se explicó previamente, el siguiente paso a la generación de trayectorias es la exploración de parámetros PID. En la Figura 4.12 puede verse el resultado de la exploración tras finalizar todas las iteraciones. Pue-

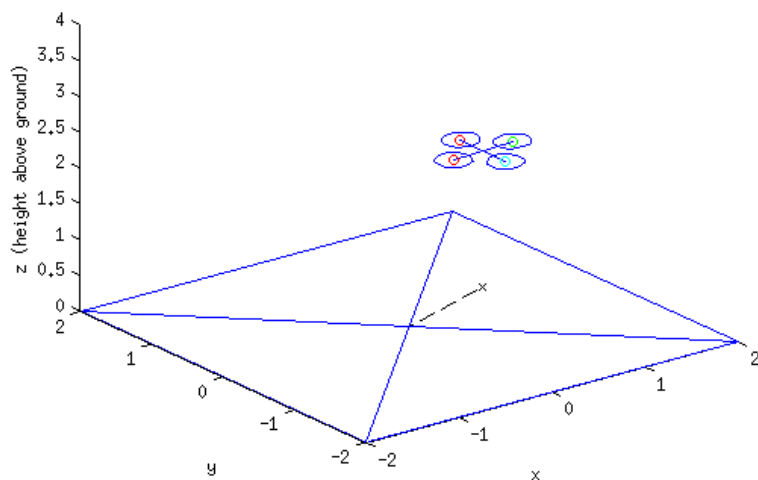


Figura 4.11: Visualización de la simulación

de observarse que se ha encontrado un mínimo local y que se ha evitado explorar en exceso las zonas que generaban inestabilidad o crecimiento en la función de coste.

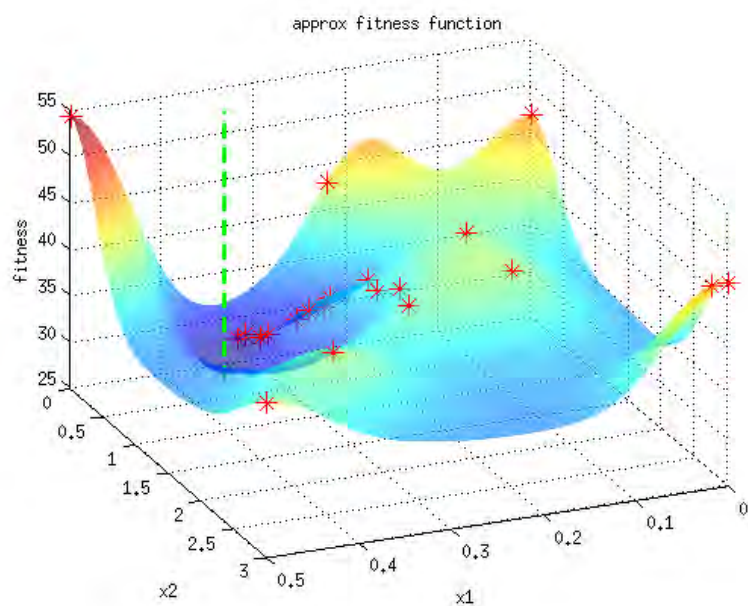


Figura 4.12: Función de coste y puntos de búsqueda

Los puntos de búsqueda están indicados mediante cruces rojas, mientras que el mínimo local lo representa la línea verde en su intersección con la función de coste. Las zonas azules son valores de coste pequeños y las zonas rojas son regiones de coste alto.

Además, como puede observarse en la Figura 4.13, el algoritmo ha logrado refinar los parámetros del PID con cada iteración, hasta alcanzar valores aceptables y finalmente identificar el mínimo local en la última iteración.

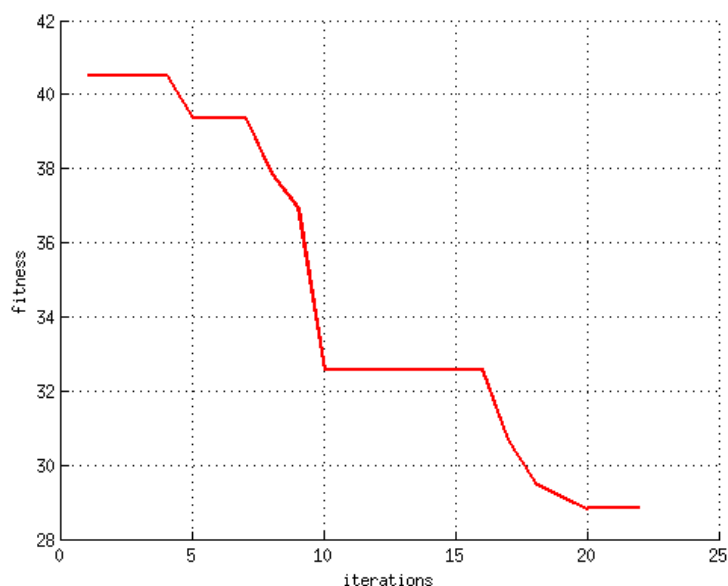


Figura 4.13: Inclinación máxima permisible

Si el controlador obtenido no cumpliera con los requisitos establecidos tras terminar las iteraciones programadas en el algoritmo, podría ampliarse el espacio de búsqueda para encontrar otros mínimos locales de la función de coste.

Capítulo 5

Conclusiones

Tras analizar el punto de desarrollo que se ha alcanzado en este proyecto, se procede a la obtención de las conclusiones que se presentan a continuación. Estas conclusiones deben entenderse como un resumen de los resultados obtenidos en este proyecto y como una propuesta de la dirección que deben tomar el mismo u otros desarrollos en el futuro.

5.1. Diseño 1

El Diseño 1 ha logrado con holgura sus objetivos en cuanto a dimensiones y peso. Sin embargo, ha resultado ser muy difícil de controlar, llegando al punto de resultar imposible la implementación de un algoritmo de estabilidad funcional. Estas dificultades derivan de las fuertes vibraciones presentes en la estructura y del ruido introducido por las mismas en el sensor inercial. Además, este diseño presenta deficiencias a la hora de reemplazar componentes debido a la alta integración de los mismos en la propia estructura de la aeronave.

Por estos motivos se considera que, a pesar del reducido tamaño logrado y de las ventajas que suponen el uso de turbinas, un desarrollo futuro de este

diseño debería contemplar una estructura de dimensiones menos ambiciosas y la implementación de algún sistema de amortiguación de vibraciones.

5.2. Diseño 2

El Diseño 2 es sin duda el más versátil. Dispone de un amplio espacio para acoplar instrumentación adicional y su diseño permite la incorporación de dichos elementos con gran facilidad. En cambio, sus dimensiones quizás podrían ser más reducidas y sin duda, es necesaria la fabricación de una estructura de protección para las hélices (Figura 5.1), que al quedar expuestas, suponen un riesgo tanto para la aeronave como para los investigadores que trabajen con ella.



Figura 5.1: Estructura futura con anillos de protección

De manera que sería recomendable mantener la modularidad y facilidad de montaje, pero procurando reducir las dimensiones del quadrotor lo máximo posible.

5.3. Sistema de control de vuelo

El sistema de control de estabilidad desarrollado ha resultado no ser efectivo en las pruebas realizadas con los prototipos. Aparentemente esto se debe a problemas en la propia implementación que hacen que el algoritmo resulte poco fiable, generando ocasionalmente señales de control que causan la pérdida de estabilidad de la aeronave.

Por estos motivos no ha sido posible evaluar el sistema de evasión de obstáculos fuera de las simulaciones. De manera que no se pueden obtener conclusiones respecto a la funcionalidad del mismo. Si se puede indicar, sin embargo, que la implementación y puesta a punto de este algoritmo presentará mayores dificultades debido a la complejidad del mismo y a la dificultad para realizar pruebas de forma segura al carecer de un entorno controlado en el que realizarlas.

5.4. Algoritmo *iFABO*

A partir de las pruebas y simulaciones realizadas en *MATLAB* puede concluirse que el uso de este algoritmo es apropiado para sistemas complejos como es el caso de un quadrotor. Además, gracias a las ventajas mencionadas respecto a otro tipo de algoritmos de ajuste automático de PID, resulta especialmente útil para realizar ensayos con prototipos reales.

Por estos motivos, se recomienda continuar la investigación en desarrollos futuros y procurar una implementación que permita su uso en sistemas reales e incluso en situaciones de tiempo real si fuera posible.

5.5. Desarrollos futuros

Respecto a los desarrollos futuros de este proyecto, se recomienda hacer especial énfasis en los siguientes puntos:

- Realización de un nuevo diseño, incorporando las ventajas de los dos prototipos construidos en este proyecto, en especial respecto a las dimensiones del Diseño 1.
- Corrección de los errores detectados en el algoritmo de control de estabilidad.
- Diseño y obtención de un entorno controlado en el que realizar las pruebas necesarias para validar tanto el algoritmo de control de estabilidad como el algoritmo de evasión de obstáculos.
- Depuración de los errores que se detecten en el algoritmo de evasión de obstáculos.
- Incorporación de un tercer microcontrolador con mayor potencia de computación como la *BeagleBone Black*.
- Implementación de la capacidad de navegación mediante técnicas de visión por computador.

Para finalizar las conclusiones cabe destacar que la complejidad de este proyecto ha hecho imposible la consecución de todos los objetivos planteados al comienzo del mismo. Sin embargo, se espera haber sentado una base firme para el desarrollo de una plataforma de investigación para técnicas de navegación en misiones de búsqueda y rescate y se espera, asimismo, que este documento sirva de guía para el desarrollo futuro del proyecto planteado inicialmente.

Bibliografía

- [1] Karl Johan Astrom and Tore Hagglund. Pid controllers: Theory, design, and tuning. *Instrument Society of America, Research Triangle Park, NC*, 1988.
- [2] Karl Johan Astrom and Tore Hagglund. *Advanced PID control*. ISA - The Instrumentation, Systems, and Automation Society; Research Triangle Park, NC 27709, 2006.
- [3] F Augugliaro, S Lupashin, M Hamer, C Male, M Hehn, M Mueller, J Willmann, F Gramazio, M Kohler, and R D’Andrea. The flight assembled architecture installation: Cooperative contruction with flying machines. *Control Systems, IEEE*, 34(4):46–64, 2014.
- [4] Federico Augugliaro, A Schoellig, and Raffaello D’Andrea. Dance of the flying machines: Methods for designing and executing an aerial dance choreography. *IEEE*, 2013.
- [5] Ruairidh Clark, Giuliano Punzo, Gordon Dobie, Rahul Summan, Charles Macleod, Gareth Pierce, and Malcolm Macdonald. Autonomous swarm testbed with multiple quadcopters. *Proceedings of the 1st World Congress on Unmanned Systems Engineering*, 2014.

- [6] Jakob Engel, Jürgen Sturm, and Daniel Cremers. Camera-based navigation of a low-cost quadrocopter. In *Intelligent Robots and Systems (IROS), 2012 IEEE/RSJ International*, volume 320, 2012.
- [7] JEFATURA DEL ESTADO. Real decreto ley 8/2014, de 4 de julio, de aprobación de medidas urgentes para el crecimiento, la competitividad y la eficiencia. *BOLETÍN OFICIAL DEL ESTADO*, 2014.
- [8] Andrew Gibiansky. Quadcopter dynamics and simulation. <http://andrew.gibiansky.com/blog/physics/quadcopter-dynamics/> A día 3 de mayo de 2014, 2012.
- [9] Javier Gonzalez-Quijano, Alvarez Mohamed Abderrahim, Santiago Garrido Bullon, and Choukria Bensalah. Algoritmo de optimación basado en modelos sustitutos de la función objetivo con aplicación a problemas de aprendizaje de control motor. *X Simposio CEA de Control Inteligente*, 2014.
- [10] Jim McPherson. Complete guide to lithium polymer batteries and lipo failure reports. <http://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?t=209187> A día 23 de febrero de 2014, 2005.
- [11] Markus Mueller. xcoptercalc - multicopter calculators. <http://www.ecalc.ch/xcoptercalc.php?ecalc&lang=en> A día 17 de mayo de 2014, 2014.
- [12] Kenzo Nonami, Farid Kendoul, Satoshi Suzuki, Wei Wang, and Daisuke Nakazawa. *Autonomous Flying Robots*. Springer, 2010.
- [13] Gary B Parker and William T Tarimo. Using cyclic genetic algorithms to learn gaits for an actual quadruped robot. In *Systems, Man, and*

- Cybernetics (SMC)*, 2011 *IEEE International Conference on*, pages 1938–1943. IEEE, 2011.
- [14] Oscar Higuera Rincon and Carlos E Agüero Durán. Xpider: Design and development of a low cost vtol uav platform. *Int J Adv Robotic Sy*, 10(2), 2013.
- [15] Virginia Torczon and Michael W. Trosset. Using approximations to accelerate engineering design optimization. *Proceedings of the 7th AIAA, USAF, NASA, ISSMO Multidisciplinary Analysis And Optimization Symposium*, 1998.

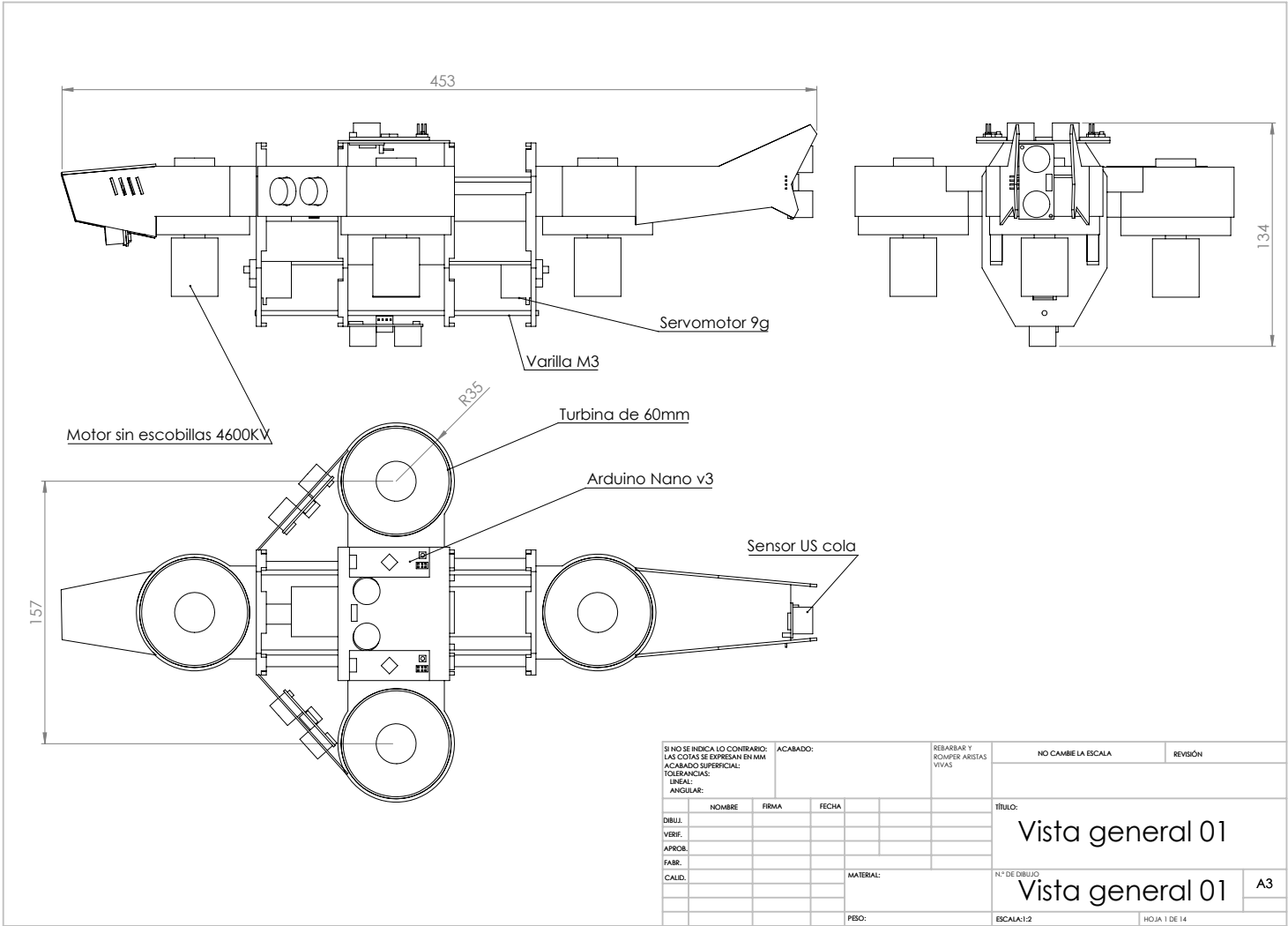
Anexos

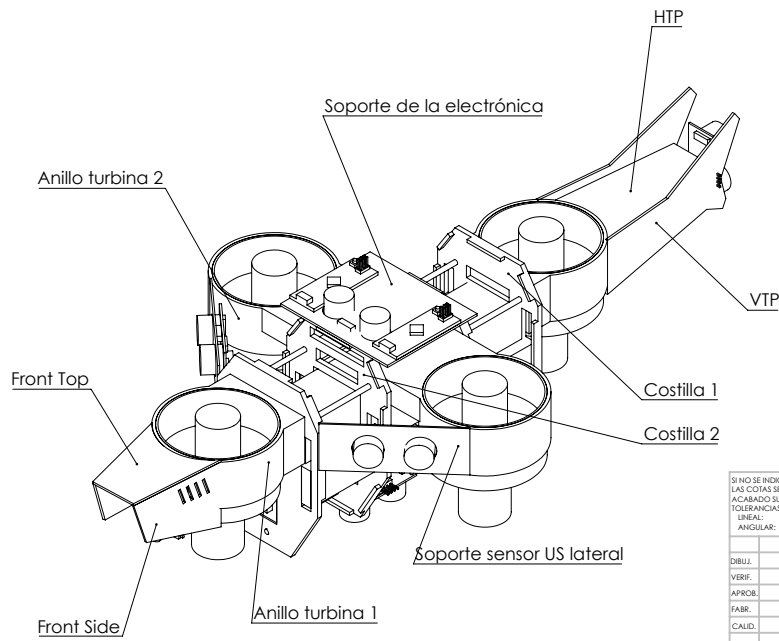
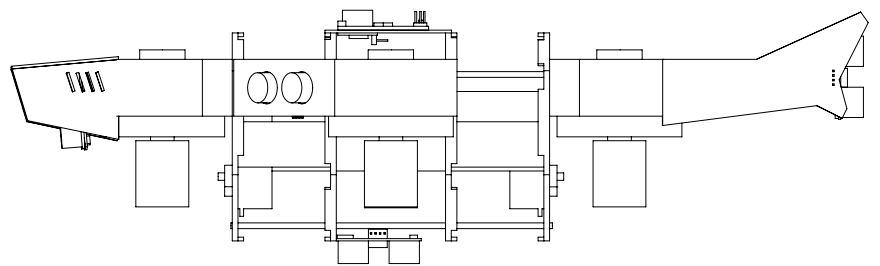
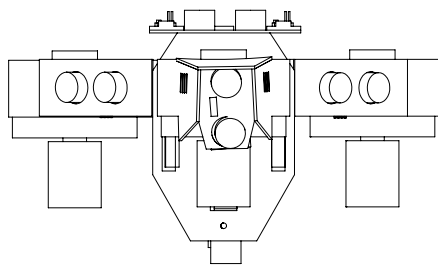
A. Presupuesto

Concepto	Descripción	Cantidad	Precio unidad	Subtotal	Total
Coste total del proyecto					9.986,40 €
Mano de obra					9.400,00 €
Hora de ingeniero proyectante	Se consideran las horas que corresponden a 12 créditos ECTS, es decir, 360 horas.	360 horas	20 €/h	7.200,00 €	
Hora de ingeniero tutor		22 horas	50 €/h	1.100,00 €	
Hora de ingeniero director		22 horas	50 €/h	1.100,00 €	
Coste material: Diseño 1					250,40 €
Estructura					10,90 €
Varillas roscadas M3		1 metro	0,5 €/m	0,50 €	
Tuercas M3		24 uds.	0,10 €/ud.	2,40 €	
Impresión 3D	Impresión de diversas piezas. Se tiene en cuenta el coste de amortización de la impresora además del material.	200 gramos de plástico ABS y 4 horas de impresión	2 €/hora de impresión	8,00 €	
Componentes					239,50 €
Turbina 50mm	Turbinas propulsoras, motor incluido.	4 uds.	16 €/ud.	64,00 €	
Regulador de velocidad ESC Mystery 30A	Etapas de potencia para convertir corriente continua de la batería a trifásica para los motores.	4 uds.	12 €/ud.	48,00 €	
Microcontrolador Arduino Nano v3	Microcontroladores para el sistema de control de vuelo.	2 uds.	7 €/ud.	7,00 €	
Sensor inercial ArduIMU v2	Sensor inercial, integración de giroscopo, acelerómetro y magnetómetro. Comunicación por SPI, programable.	1 ud.	70 €/ud.	70,00 €	
Sensor de ultrasonidos HC-SR04	Sensores de ultrasonidos, 4 pines, Vcc, GND, ECHO y TRIG	6 ud.	1,50 €/ud.	9,00 €	
Módulo Bluetooth HC-06	Módulo de Bluetooth esclavo, comunicación por puerto serie TX RX	1 ud.	6,5 €/ud.	6,50 €	
Cableado y fungibles	Cables, termorretráctil, estaño de soldadura, etc.			10,00 €	
Batería LiPo 4600mAh 11.7V	Batería de polímero de litio, 4600mAh, 11,7V tensión nominal, ratio máximo de descarga de 30C	1 ud.	25 €/ud.	25,00 €	
Coste material: Diseño 2					336,00 €
Estructura					72,00 €
Tornillería M3	Tornillos M3 de 15, 20 y 40mm, varillas y tuercas M3, tuercas autoblocantes M3 etc.			15,00 €	
Piezas de aluminio	Piezas de aluminio 5056 fabricadas mediante corte por láser, 3mm de espesor.	ver planos en el anexo.		45,00 €	
Impresión 3D	Impresión de diversas piezas. Se tiene en cuenta el coste de amortización de la impresora además del material.	250 gramos de plástico PLA y 6 horas de impresión	2 €/hora de impresión	12,00 €	

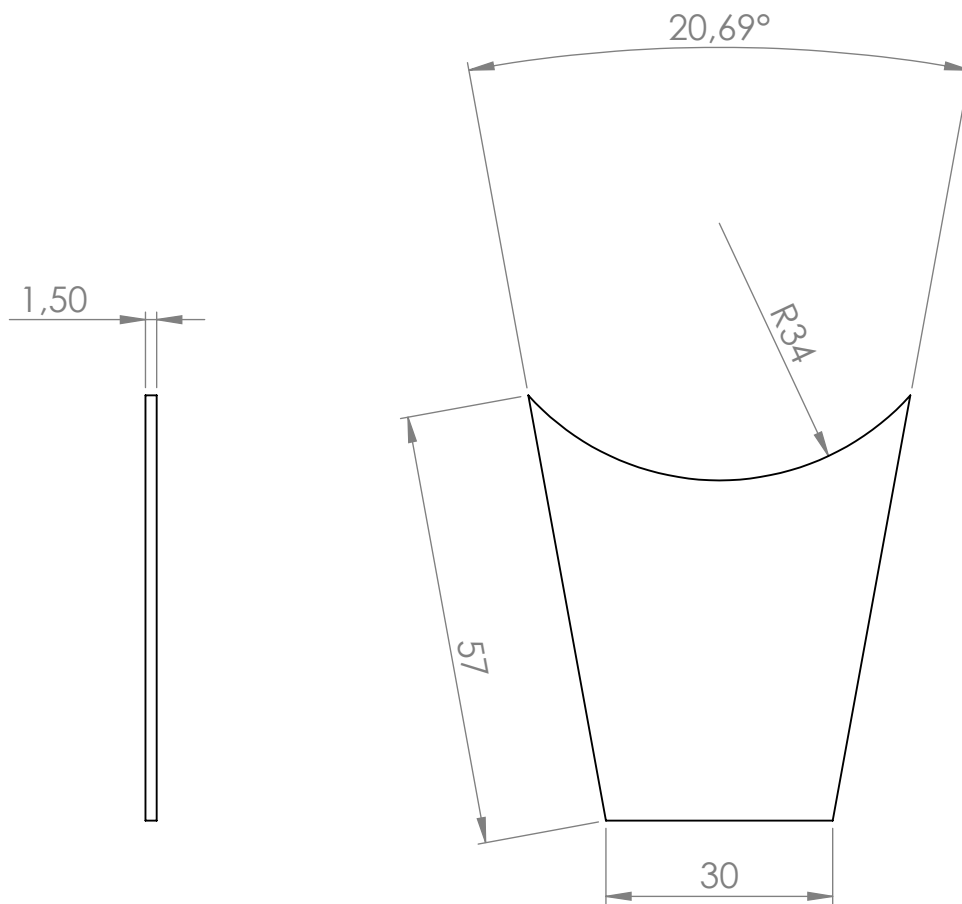
Componentes					264,00 €
Motor A2212 de 2200KV	Motor sin escobillas trifásico de 2200KV	4 uds.	10 €/ud.	40,00 €	
Hélice APC de 6x4	Hélices de 6x4 pulgadas, normales y contrarrotatorias	4 uds.	0,75 €/ud.	3,00 €	
Autopiloto MultiWii Pirate Pro	Autopiloto basado en Arduino Mega y sensor inercial MPU6050	1 ud.	32 €/ud.	32,00 €	
Regulador de velocidad ESC Mystery 30A	Etapas de potencia para convertir corriente continua de la batería a trifásica para los motores.	4 uds.	12 €/ud.	48,00 €	
Receptor RC	Receptor RC de 4 canales	1 ud.	15 €/ud.	15,00 €	
Emisora RC	Emisora RC de 4 canales	1 ud.	70 €/ud.	70,00 €	
Batería LiPo 2200mAh 11.7V	Batería de polímero de litio GE Power, 2200mAh, 11,7V tensión nominal, ratio máximo de descarga de 20C	1 ud.	18 €/ud.	18,00 €	
Sensor de ultrasonidos HC-SR04	Sensores de ultrasonidos, 4 pines, Vcc, GND, ECHO y TRIG	6 uds.	1,50 €/ud.	9,00 €	
Microcontrolador Arduino Nano v3	Microcontroladores para el sistema de control de vuelo.	2 uds.	7 €/ud.	7,00 €	
Sensor inercial GY85	Sensor inercial, integración de giroscopo, acelerómetro y magnetómetro. Comunicación por I2C programable.	1 ud.	12 €/ud.	12,00 €	
Cableado y fungibles	Cables, termorretráctil, estaño de soldadura, etc.			10,00 €	
Licencias de software					120,00 €
SolidWorks 2014	Programa de diseño CAD. Licencia de estudiante	1 ud.	120 €/ud.	120,00 €	
Matlab 2013	Programa de cálculo técnico y simulación de sistemas. En este caso el coste es gratuito al disponer de licencia la universidad.	1 ud.			
ANSYS 14.5	Programa de análisis de sistemas de ingeniería. En este caso el coste es gratuito al disponer de licencia la universidad	1 ud.			
Coste total del proyecto					9.986,40 €

B. Planos del Diseño 1

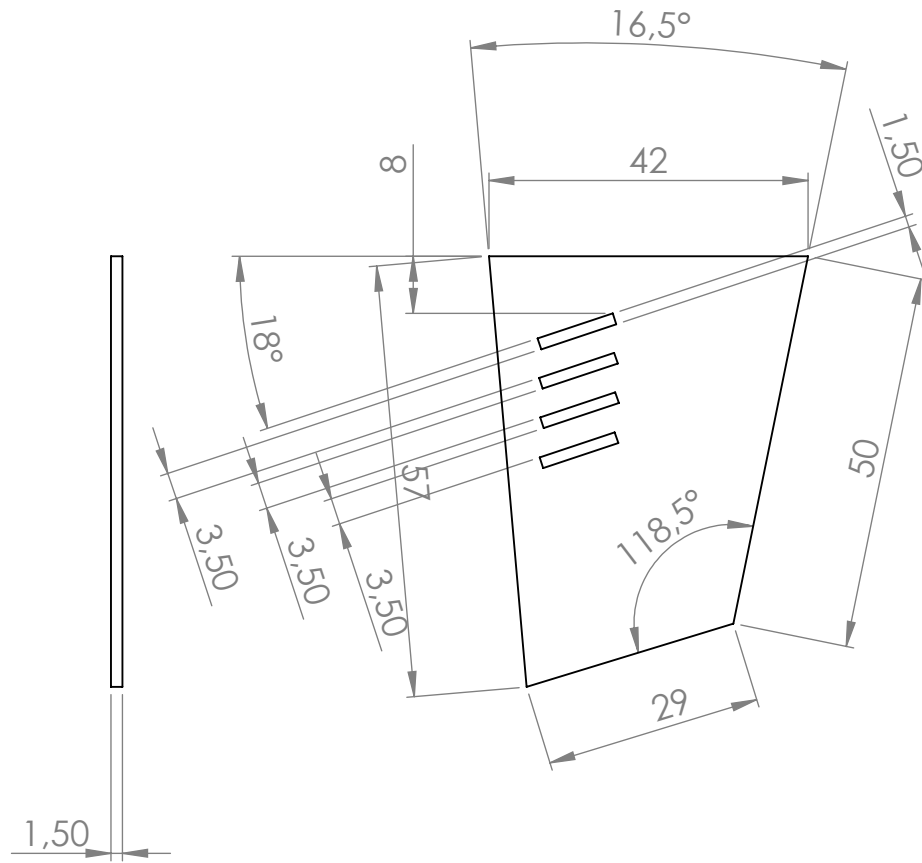




SI NO SE INDICA LO CONTRARIO: LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM ACABADO SUPERFICIAL: TOLERANCIAS: LINEAL: - ANGULAR:				ACABADO:		REBARBAR Y ROMPER ARISTAS VIVAS	NO CAMBIE LA ESCALA	REVISIÓN
DIBUJ.				NOMBRE	FIRMA		TÍTULO:	
VERIF.				FECHA			Vista general 02	
APROB.								
FABR.							N.º DE DIBUJO	
CALID.							Vista general 02	
						MATERIAL:	ESCALA:1:2	
						PESO:	HOJA 2 DE 14	
							A3	



SI NO SE INDICA LO CONTRARIO: LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM ACABADO SUPERFICIAL: TOLERANCIAS: LINEAL: ANGULAR:				ACABADO:		REBARBAR Y ROMPER ARISTAS VIVAS		NO CAMBIE LA ESCALA		REVISIÓN
	NOMBRE	FIRMA	FECHA					TÍTULO: Top Front		
DIBUJ.										
VERIF.										
APROB.										
FABR.										
CALID.					MATERIAL: ABS Impreso			N.º DE DIBUJO		Top Front
										A4
					PESO:			ESCALA:1:2		HOJA 3 DE 14

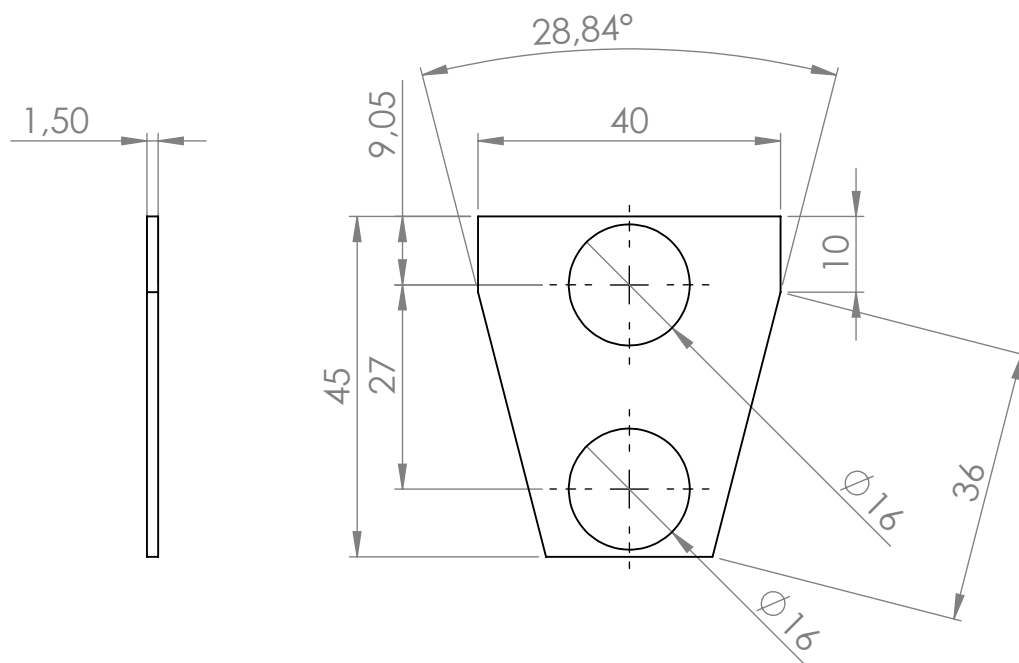


SI NO SE INDICA LO CONTRARIO: LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM ACABADO SUPERFICIAL: TOLERANCIAS: LINEAL: ANGULAR:				ACABADO:		REBARBAR Y ROMPER ARISTAS VIVAS		NO CAMBIE LA ESCALA		REVISIÓN	
NOMBRE		FIRMA		FECHA				TÍTULO:			
DIBUJ.								Side Front			
VERIF.											
APROB.											
FABR.											
CALID.						MATERIAL:		N.º DE DIBUJO		A4	
						ABS Impreso					
						PESO:		ESCALA:1:1		HOJA 4 DE 14	

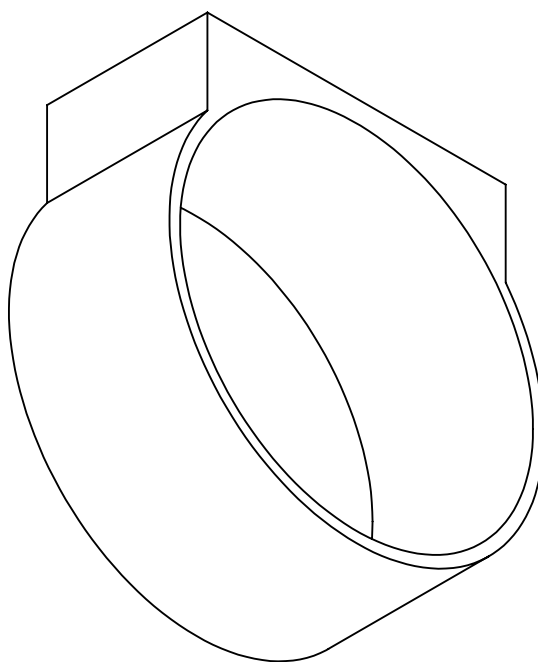
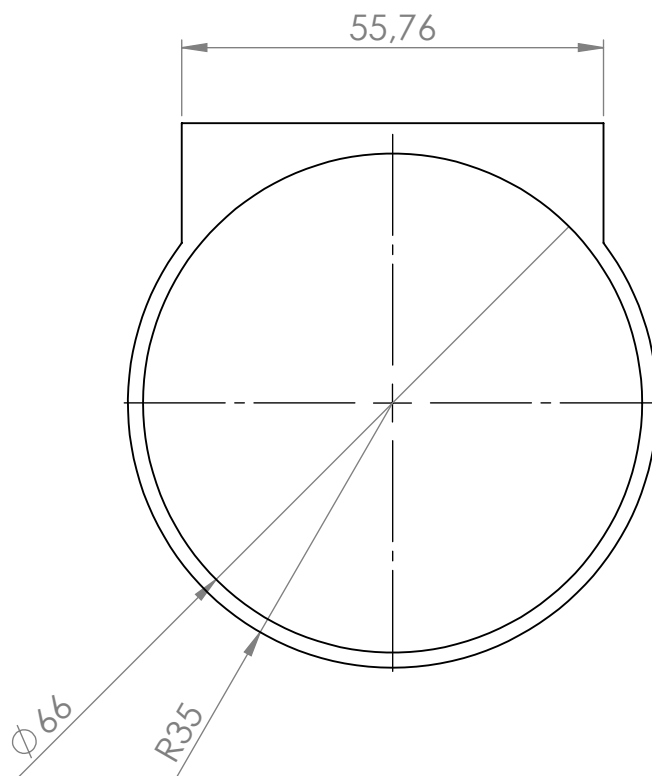
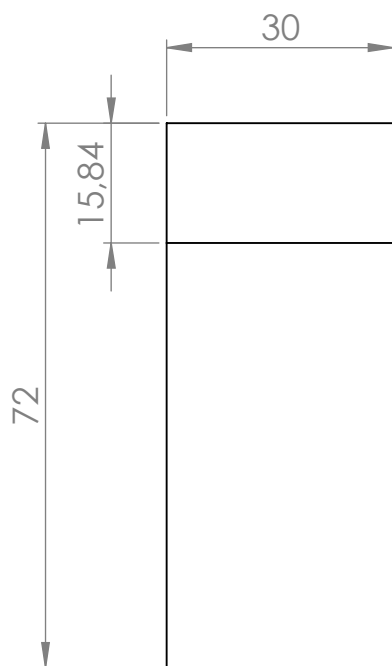
Side Front

Side Front

A4



SI NO SE INDICA LO CONTRARIO: LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM ACABADO SUPERFICIAL: LINEAL: ANGULAR:		ACABADO:		REBARBAR Y ROMPER ARISTAS VIVAS		NO CAMBIE LA ESCALA		REVISIÓN	
		NOMBRE		FIRMA		FECHA		TÍTULO:	
DIBUJ.								Soporte sensor US 01	
VERIF.									
APROB.									
FABR.									
CALID.						MATERIAL:		N.º DE DIBUJO	
						ABS Impreso		Soporte sensor US 01	
						PESO:		ESCALA: 1:1	
								HOJA 5 DE 14	



SI NO SE INDICA LO CONTRARIO:
LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM
ACABADO SUPERFICIAL:
TOLERANCIAS:
LINEAL:
ANGULAR:

ACABADO:

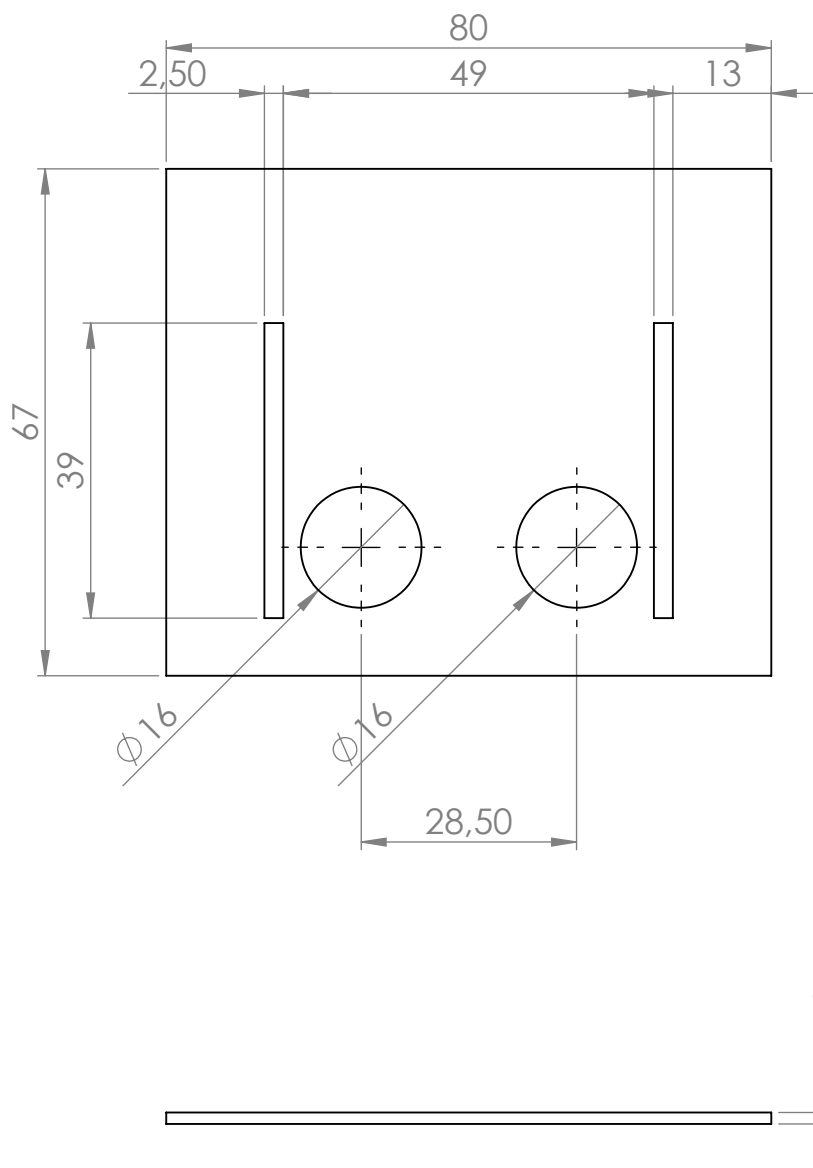
REBARBAR Y
ROMPER ARISTAS
VIVAS

NO CAMBIE LA ESCALA

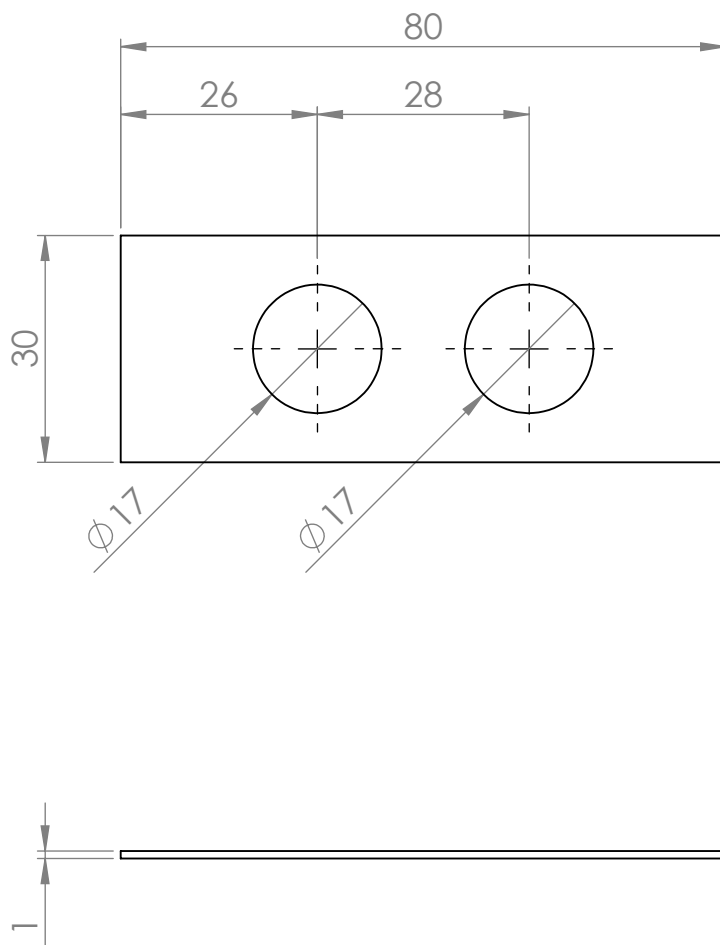
REVISIÓN

	NOMBRE	FIRMA	FECHA		
DIBUJ.					
VERIF.					
APROB.					
FABR.					
CALID.					
			MATERIAL:		
			ABS Impreso		
			PESO:		

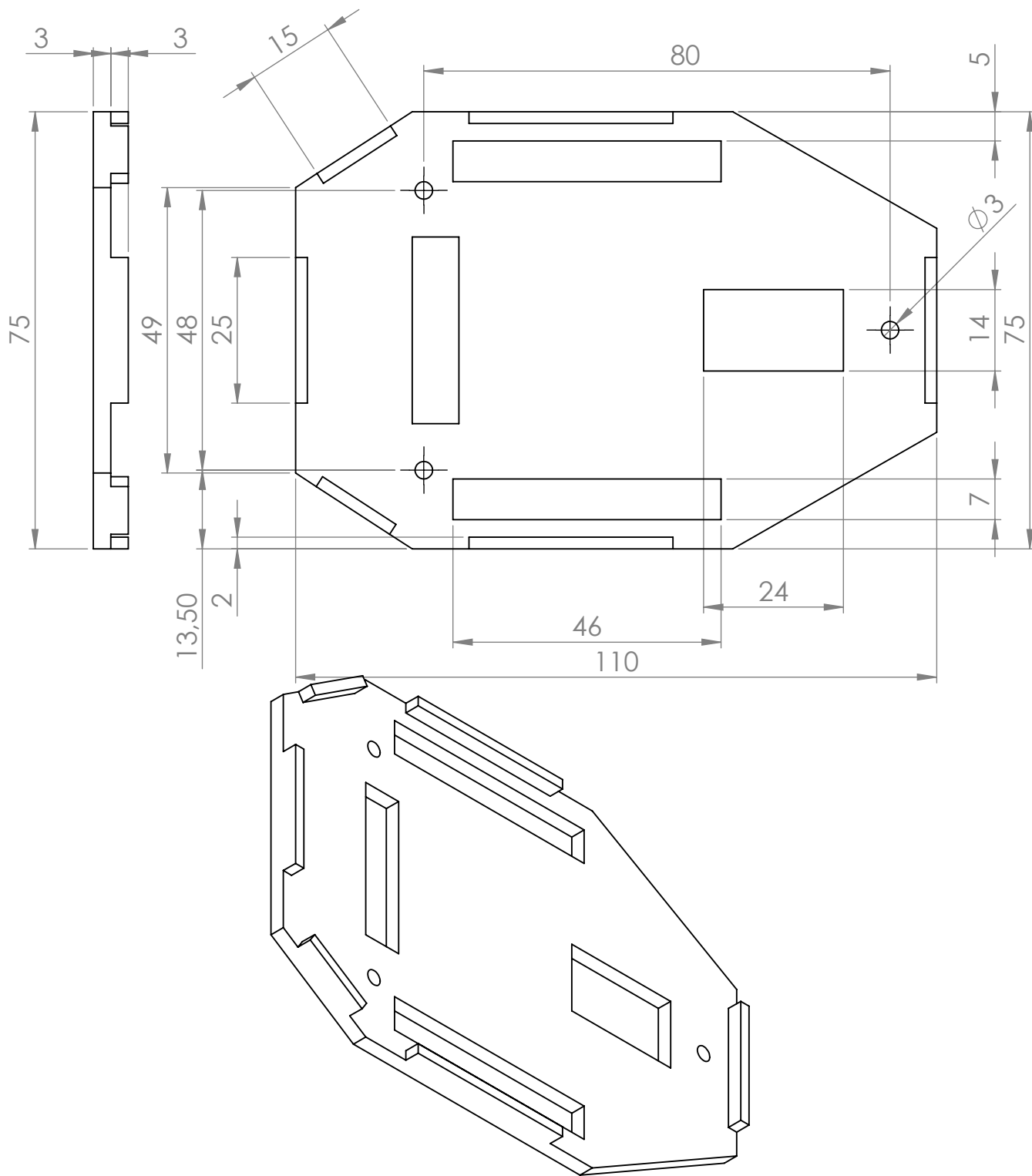
TÍTULO:		Anillo turbina 1	
N.º DE DIBUJO		Anillo turbina 1	A4
ESCALA:1:1		HOJA 6 DE 14	



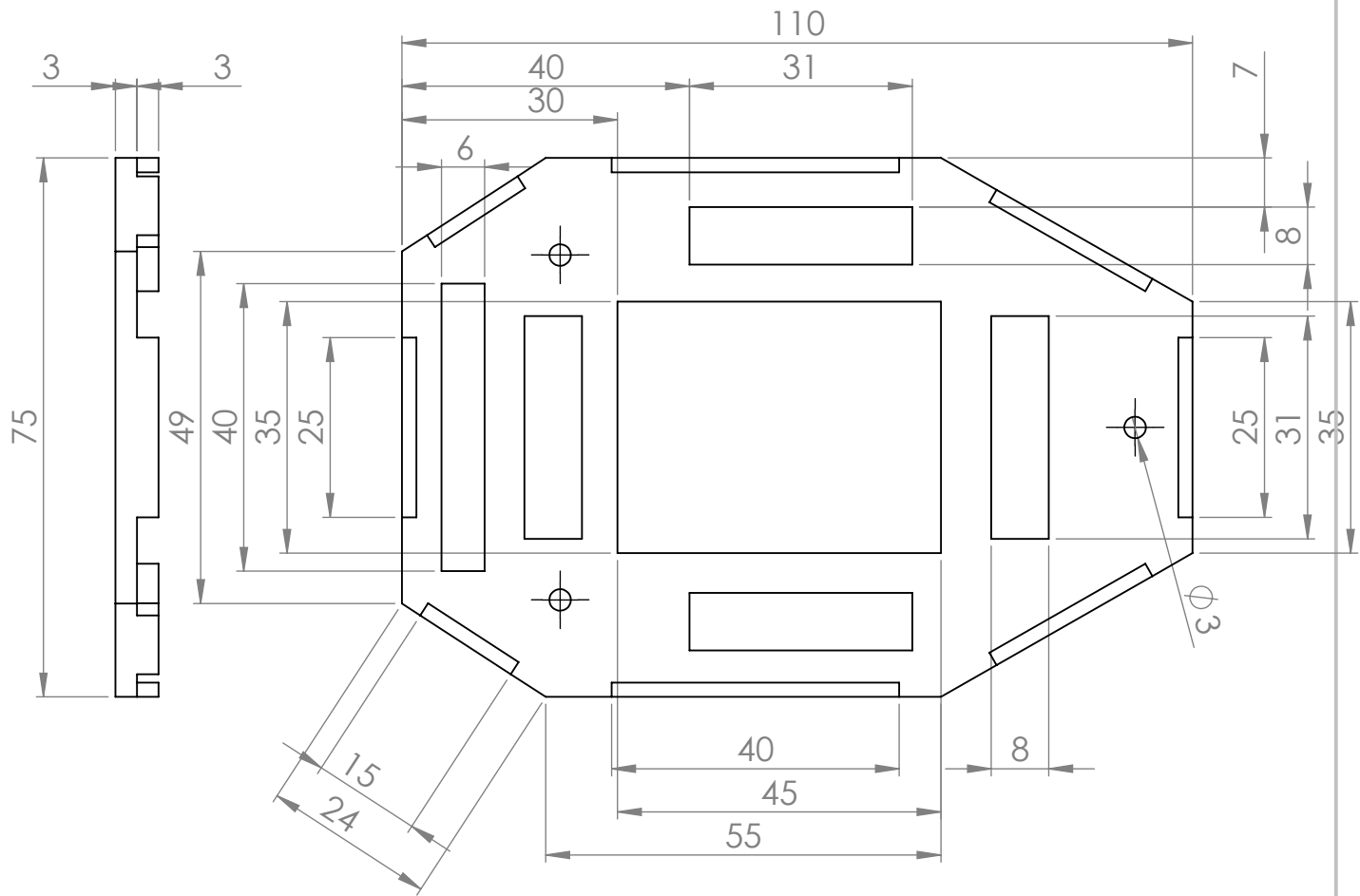
SI NO SE INDICA LO CONTRARIO: LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM ACABADO SUPERFICIAL: TOLERANCIAS: LINEAL: ANGULAR:		ACABADO:		REBARBAR Y ROMPER ARISTAS VIVAS		NO CAMBIE LA ESCALA		REVISIÓN	
		NOMBRE	FIRMA	FECHA	TÍTULO:				
DIBUJ.					Soporte electrónica				
VERIF.									
APROB.									
FABR.									
CALID.					MATERIAL:		N.º DE DIBUJO		A4
					ABS Impreso		Soporte electrónica		
					PESO:		ESCALA: 1:1		HOJA 7 DE 14



SI NO SE INDICA LO CONTRARIO: LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM ACABADO SUPERFICIAL: TOLERANCIAS: LINEAL: ANGULAR:				ACABADO:		REBARBAR Y ROMPER ARISTAS VIVAS		NO CAMBIE LA ESCALA		REVISIÓN	
								TÍTULO:			
								Soporte US lateral			
								N.º DE DIBUJO			
								Soporte US lateral			
								A4			
								ESCALA: 1:1			
								HOJA 8 DE 14			



SI NO SE INDICA LO CONTRARIO: LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM ACABADO SUPERFICIAL: TOLERANCIAS: LINEAL: ANGULAR:				ACABADO:		REBARBAR Y ROMPER ARISTAS VIVAS		NO CAMBIE LA ESCALA		REVISIÓN	
NOMBRE				FIRMA		FECHA		TÍTULO:			
DIBUJ.								<div>Costilla 1</div> <div>Costilla 1</div> <div>A4</div>			
VERIF.											
APROB.											
FABR.											
CALID.											
MATERIAL:						N.º DE DIBUJO		ESCALA:1:1			
ABS Impreso								HOJA 9 DE 14			
PESO:											



SI NO SE INDICA LO CONTRARIO:
LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM
ACABADO SUPERFICIAL:
TOLERANCIAS:
LINEAL:
ANGULAR:

ACABADO:

REBARBAR Y
ROMPER ARISTAS
VIVAS

NO CAMBIE LA ESCALA

REVISIÓN

	NOMBRE	FIRMA	FECHA		
DIBUJ.					
VERIF.					
APROB.					
FABR.					
CALID.					
			MATERIAL:		
			ABS Impreso		
			PESO:		

TÍTULO:

Costilla 2

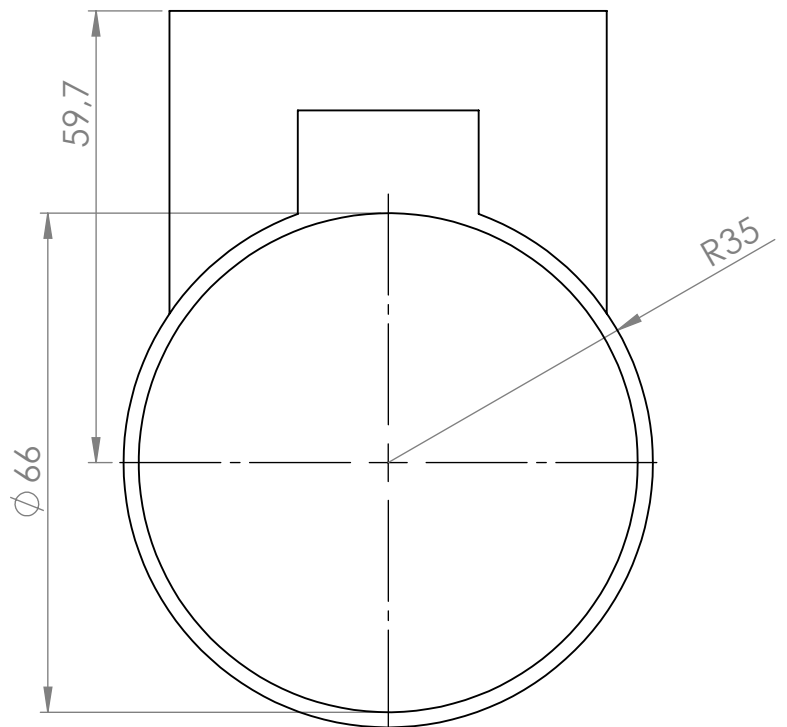
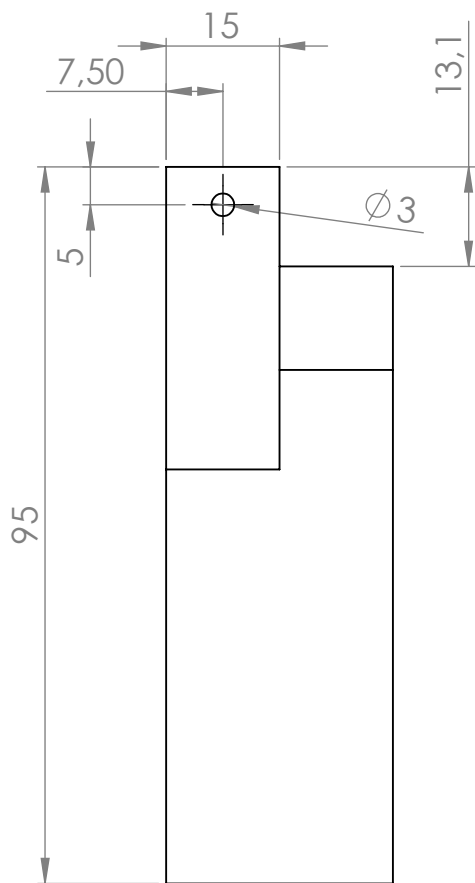
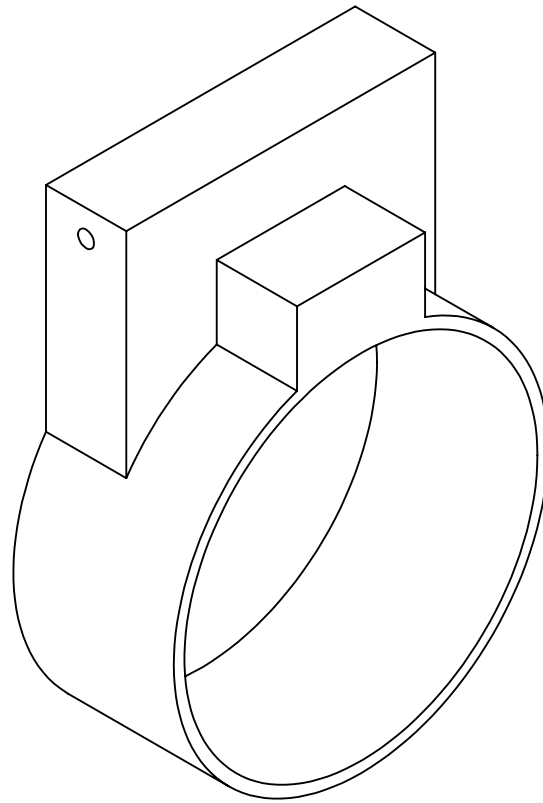
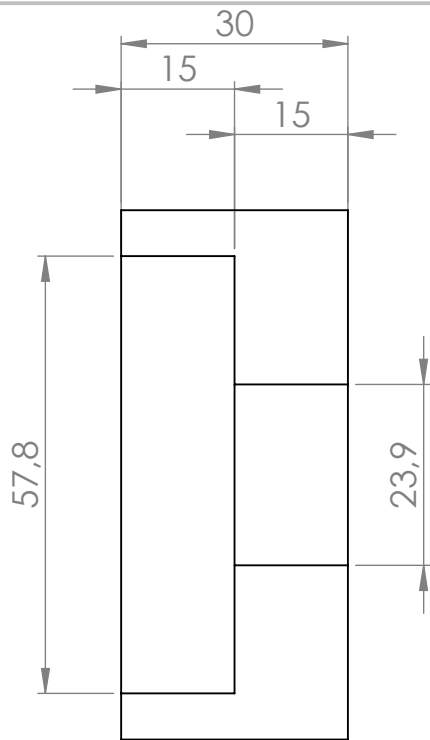
N.º DE DIBUJO

Costilla 2

A4

ESCALA: 1:1

HOJA 10 DE 14



SI NO SE INDICA LO CONTRARIO:
LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM
ACABADO SUPERFICIAL:
TOLERANCIAS:
LINEAL:
ANGULAR:

ACABADO:

REBARBAR Y
ROMPER ARISTAS
VIVAS

NO CAMBIE LA ESCALA

REVISIÓN

	NOMBRE	FIRMA	FECHA		
DIBUJ.					
VERIF.					
APROB.					
FABR.					
CALID.					
			MATERIAL:		
			ABS Impreso		
			PESO:		

TÍTULO:

Anillo turbina 2

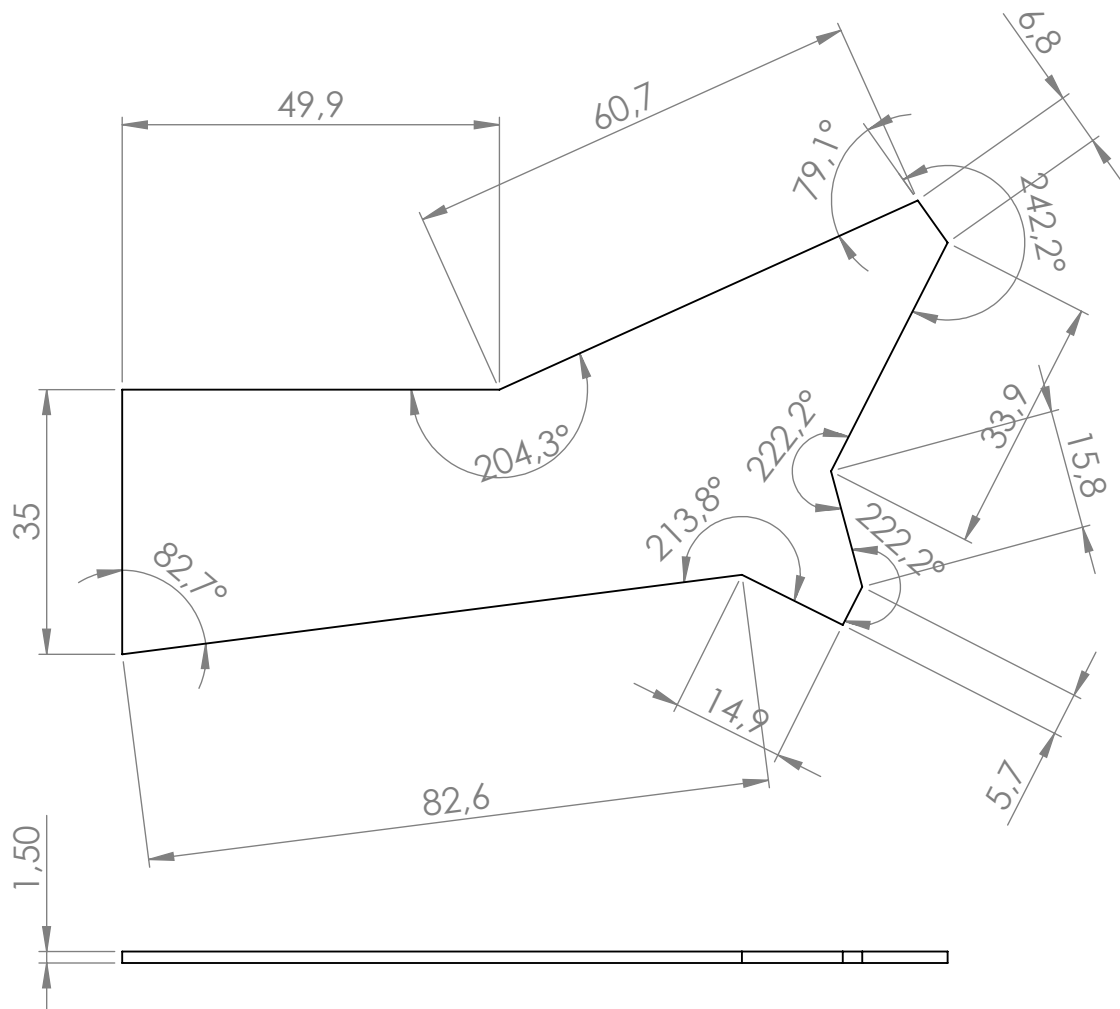
N.º DE DIBUJO

Anillo turbina 2

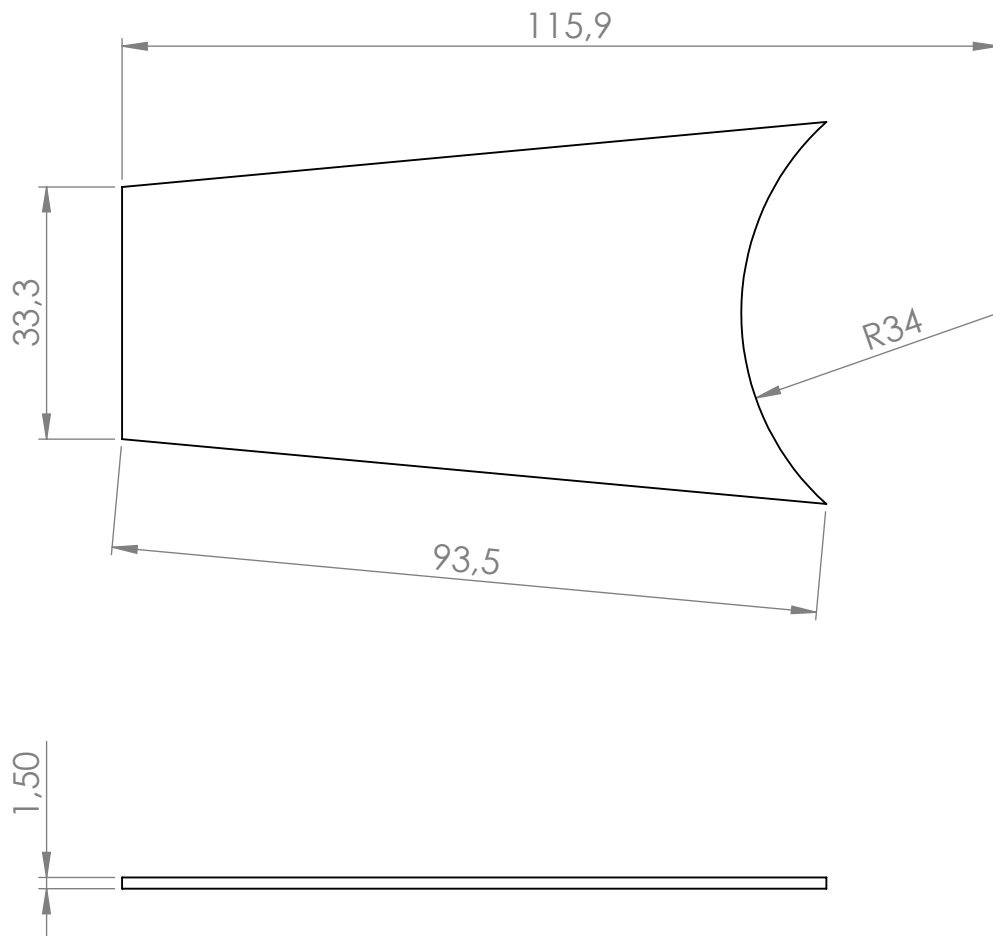
A4

ESCALA:1:1

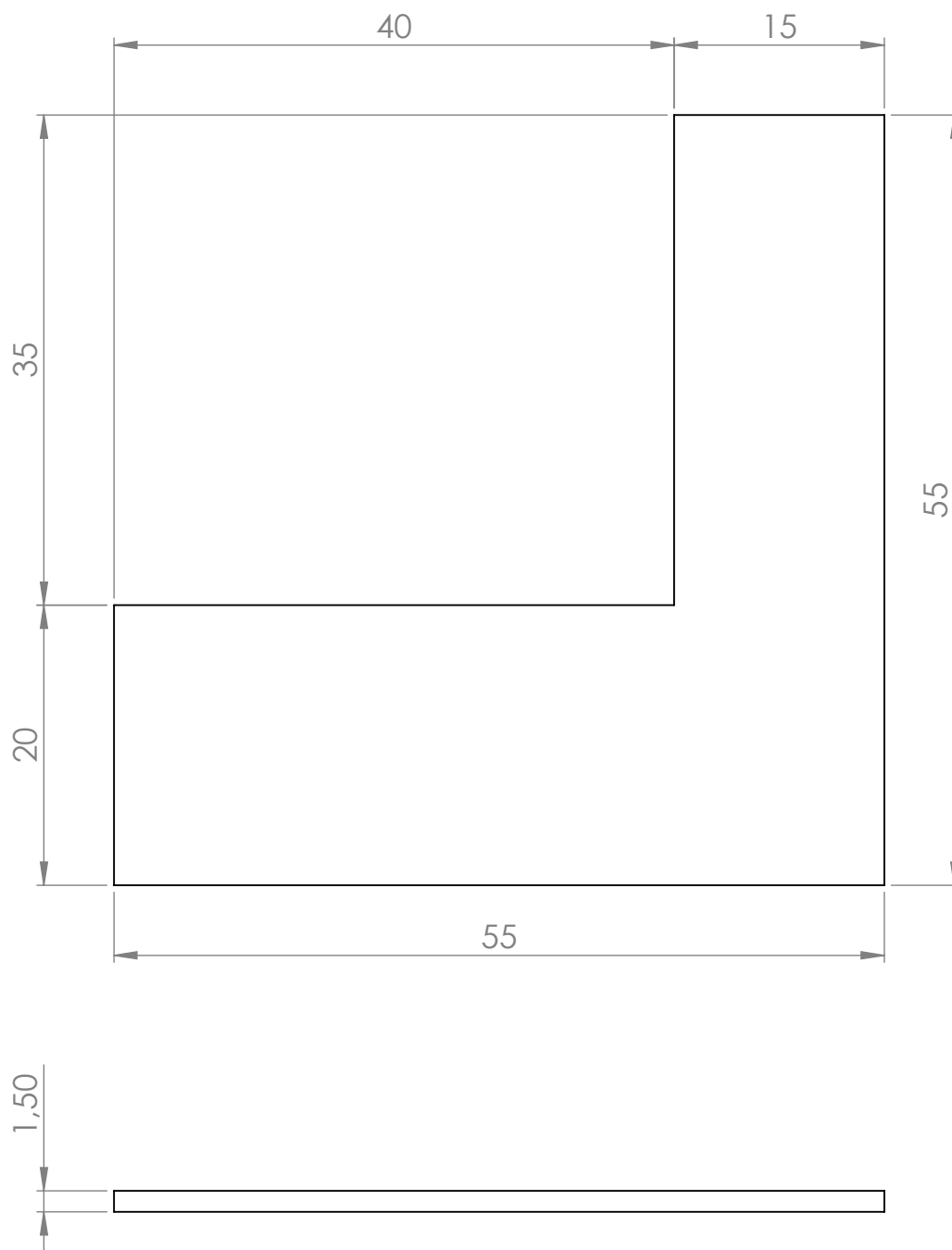
HOJA 11 DE 14



SI NO SE INDICA LO CONTRARIO: LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM ACABADO SUPERFICIAL: TOLERANCIAS: LINEAL: ANGULAR:				ACABADO:		REBARBAR Y ROMPER ARISTAS VIVAS		NO CAMBIE LA ESCALA		REVISIÓN	
NOMBRE		FIRMA		FECHA				TÍTULO:			
DIBUJ.								VTP			
VERIF.											
APROB.											
FABR.											
CALID.						MATERIAL:		N.º DE DIBUJO		A4	
						ABS Impreso		VTP			
PESO:				ESCALA:1:1				HOJA 12 DE 14			

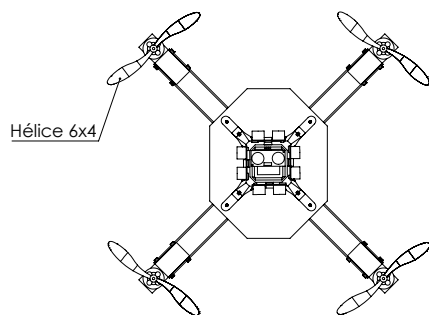


SI NO SE INDICA LO CONTRARIO: LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM ACABADO SUPERFICIAL: TOLERANCIAS: LINEAL: ANGULAR:		ACABADO:		REBARBAR Y ROMPER ARISTAS VIVAS		NO CAMBIE LA ESCALA		REVISIÓN	
	NOMBRE	FIRMA	FECHA			TÍTULO:			
DIBUJ.						HTP			
VERIF.									
APROB.									
FABR.									
CALID.				MATERIAL:		N.º DE DIBUJO		A4	
				ABS Impreso					
				PESO:		ESCALA:1:1		HOJA 13 DE 14	



SI NO SE INDICA LO CONTRARIO: LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM ACABADO SUPERFICIAL: TOLERANCIAS: LINEAL: ANGULAR:		ACABADO:		REBARBAR Y ROMPER ARISTAS VIVAS		NO CAMBIE LA ESCALA		REVISIÓN	
DIBUJ.		NOMBRE		FIRMA		FECHA		TÍTULO:	
VERIF.								Timón	
APROB.									
FABR.									
CALID.									
						MATERIAL:		N.º DE DIBUJO	
						ABS Impreso		Timón	
						PESO:		ESCALA:1:1	
								HOJA 14 DE 14	

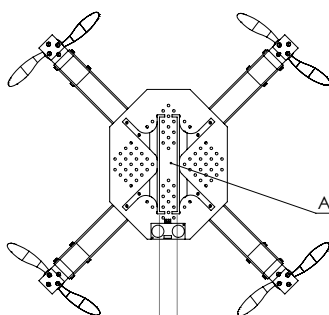
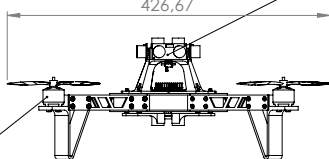
C. Planos del Diseño 2



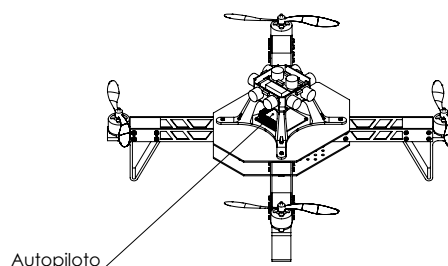
Sensor US

426,67

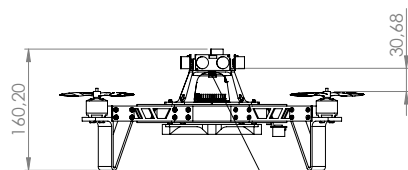
Motor 2200KV



23,50



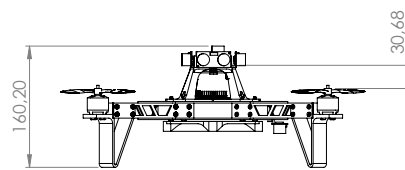
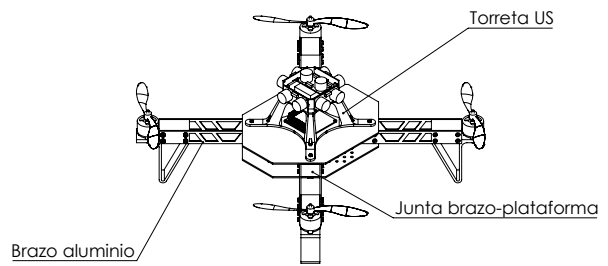
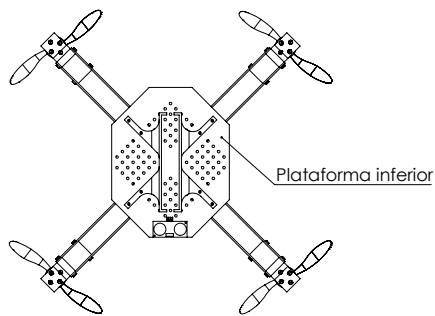
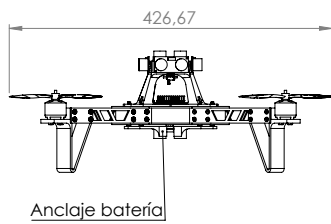
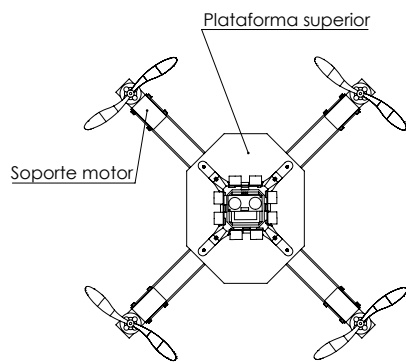
Autopiloto



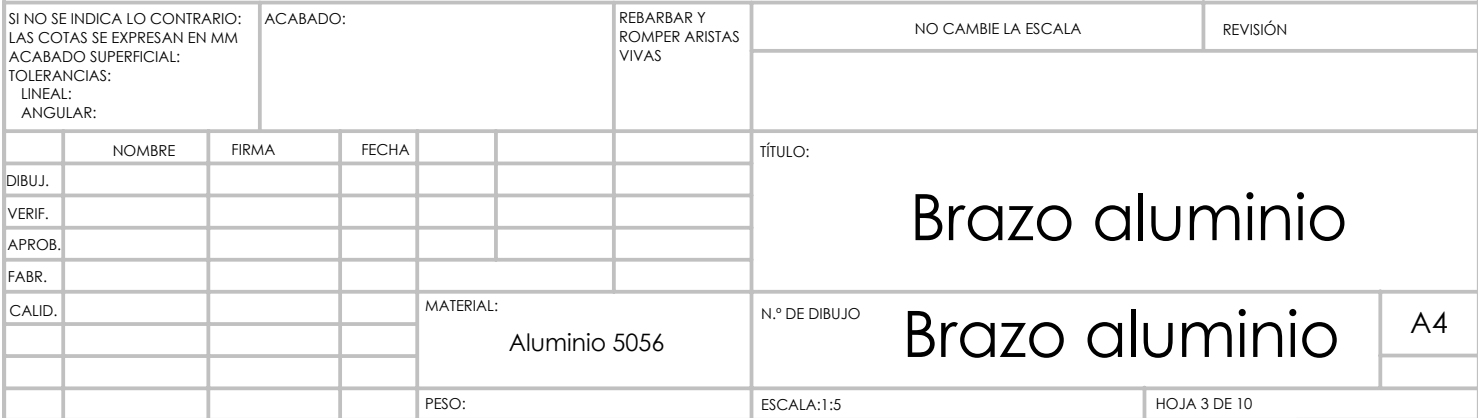
30,68

Arduino Nano V3

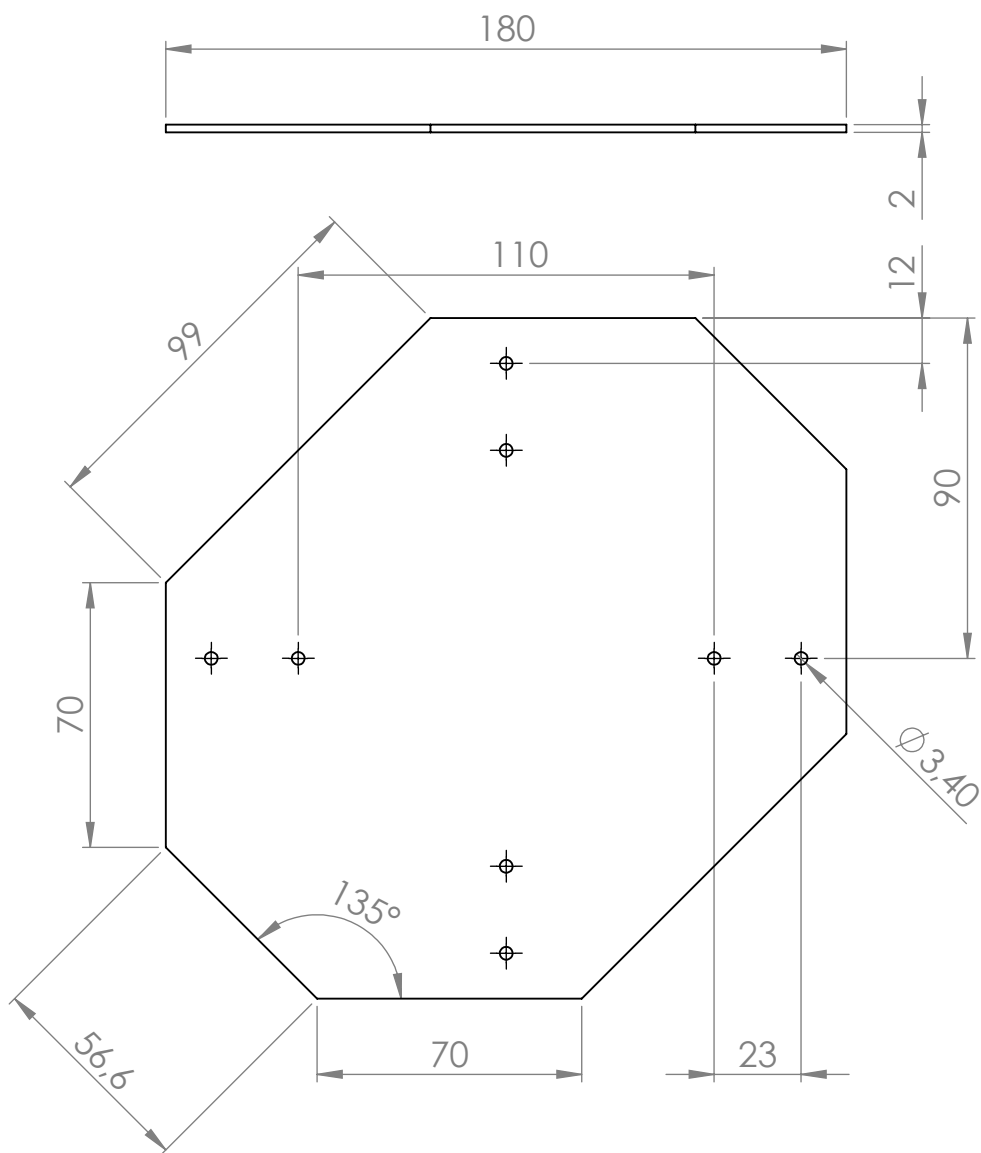
SI NO SE INDICA LO CONTRARIO: LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM ACABADO SUPERFICIAL: TOLERANCIAS: LINEAL: ANGULAR:				ACABADO:		REBARBAR Y ROMPER ARISTAS VIVAS	NO CAMBIE LA ESCALA		REVISIÓN		
						TÍTULO:					
DIBUJ.						Vista general 01					
VERIF.											
APROB.						Vista general 01					
FABR.											
CALID.						MATERIAL:		N.º DE DIBUJO		A3	
								Vista general 01			
						PESO:		ESCALA:1:5		HOJA 1 DE 10	



SI NO SE INDICA LO CONTRARIO: LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM ACABADO SUPERFICIAL: TOLERANCIAS: LINEAL: ANGULAR:				ACABADO:		REBARBAR Y ROMPER ARISTAS VIVAS	NO CAMBIE LA ESCALA	REVISIÓN
DIBUJ.	NOMBRE	FIRMA	FECHA					
VERIF.								
APROB.								
FABR.								
CALID.								
						MATERIAL:		
						PESO:		
TÍTULO:							Vista general 02	
N.º DE DIBUJO:							Vista general 02	
ESCALA: 1:5							HOJA 2 DE 10	







SI NO SE INDICA LO CONTRARIO:
LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM
ACABADO SUPERFICIAL:
TOLERANCIAS:
LINEAL:
ANGULAR:

ACABADO:

REBARBAR Y
ROMPER ARISTAS
VIVAS

NO CAMBIE LA ESCALA

REVISIÓN

	NOMBRE	FIRMA	FECHA		
DIBUJ.					
VERIF.					
APROB.					
FABR.					
CALID.					
			MATERIAL:		
			Aluminio 5056		
			PESO:		

TÍTULO:

Plataforma superior

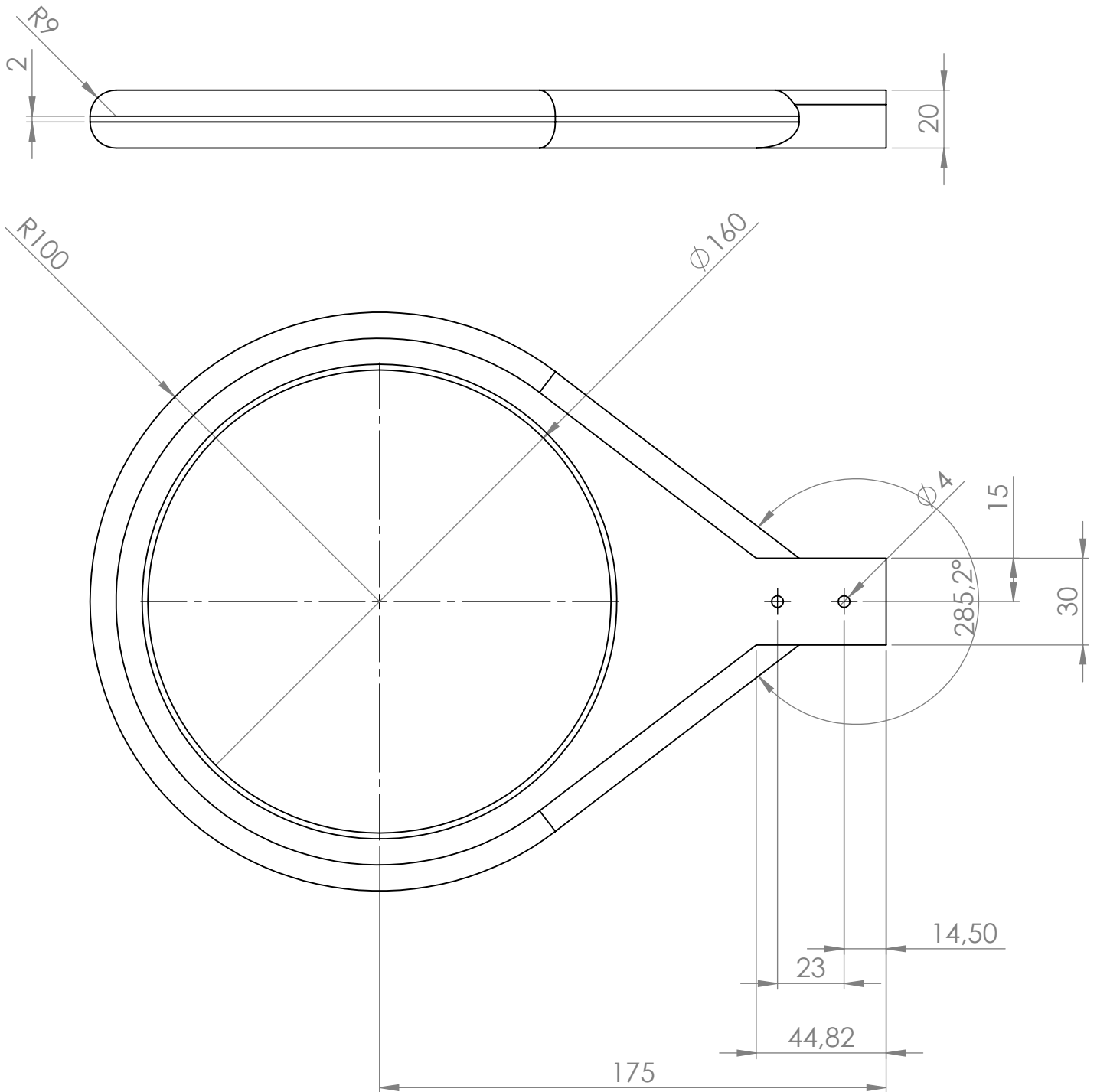
N.º DE DIBUJO

Plataforma superior

A4

ESCALA: 1:2

HOJA 5 DE 10



SI NO SE INDICA LO CONTRARIO:
LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM
ACABADO SUPERFICIAL:
TOLERANCIAS:
LINEAL:
ANGULAR:

ACABADO:

REBARBAR Y
ROMPER ARISTAS
VIVAS

NO CAMBIE LA ESCALA

REVISIÓN

	NOMBRE	FIRMA	FECHA		
DIBUJ.					
VERIF.					
APROB.					
FABR.					
CALID.					
			MATERIAL:		
			Espuma poliuretano		
			PESO:		

TÍTULO:

Anillo espuma

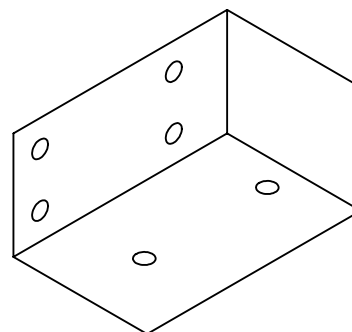
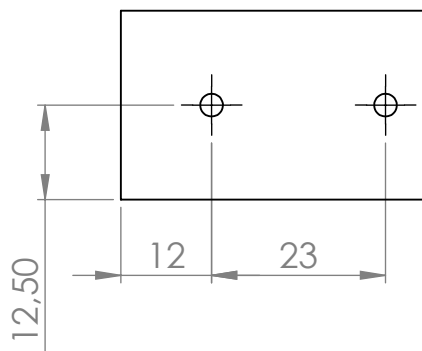
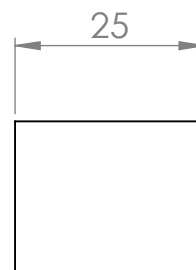
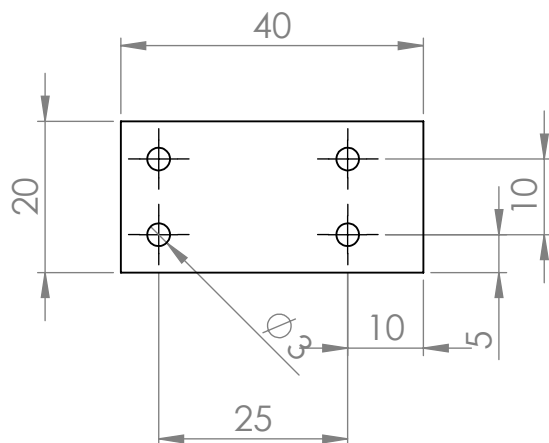
N.º DE DIBUJO

Anillo espuma

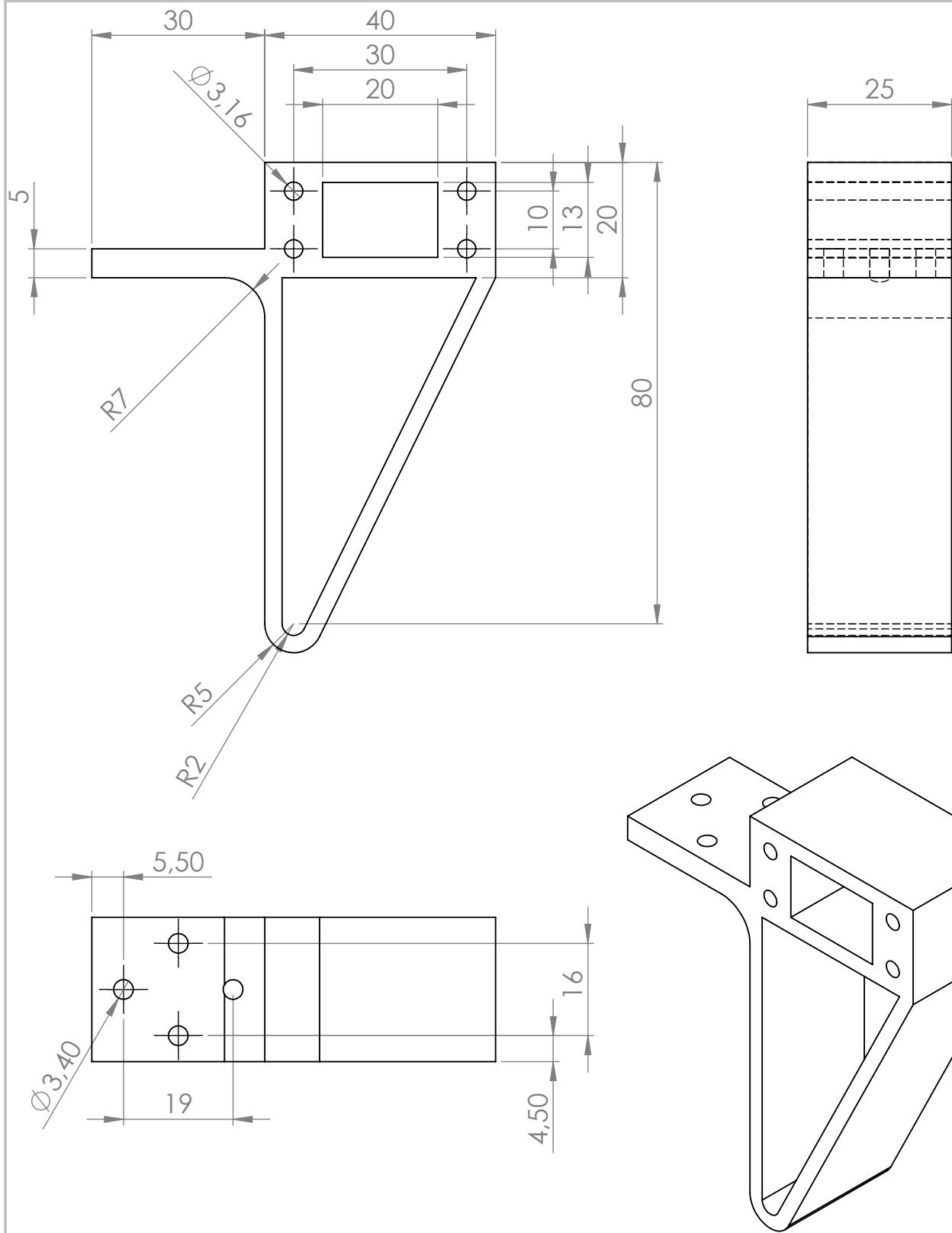
A4

ESCALA: 1:2

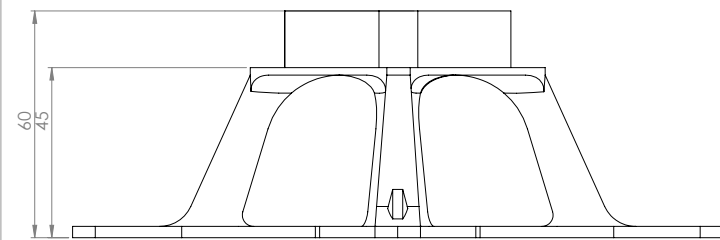
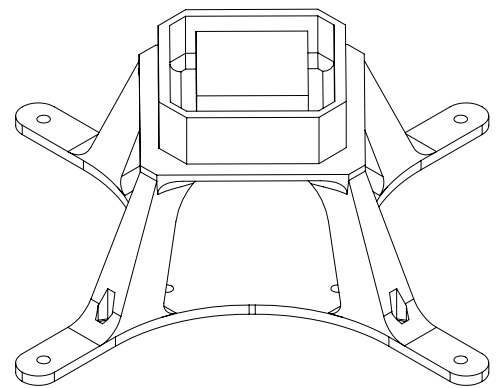
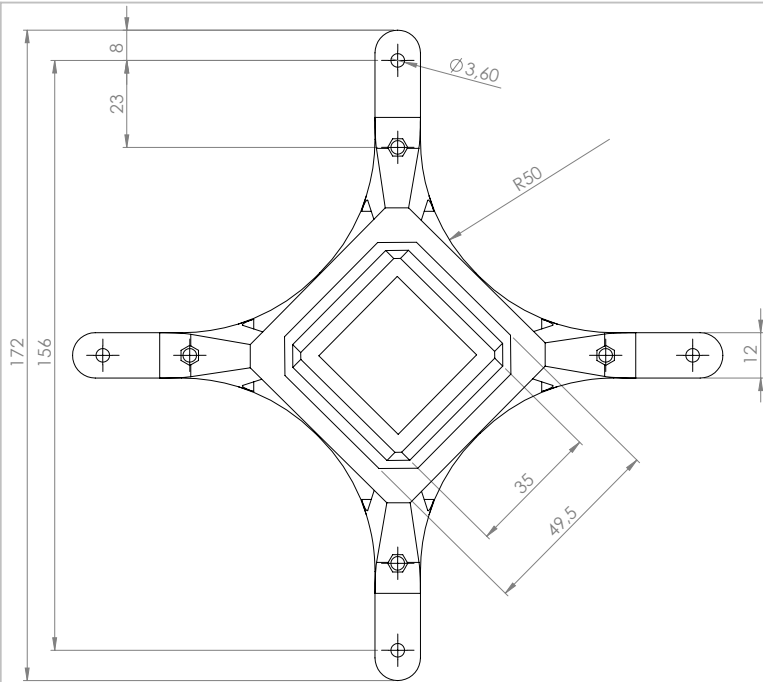
HOJA 6 DE 10



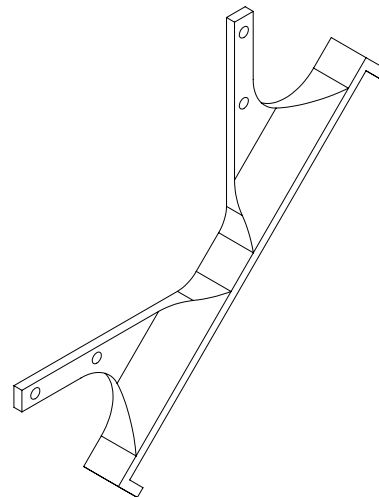
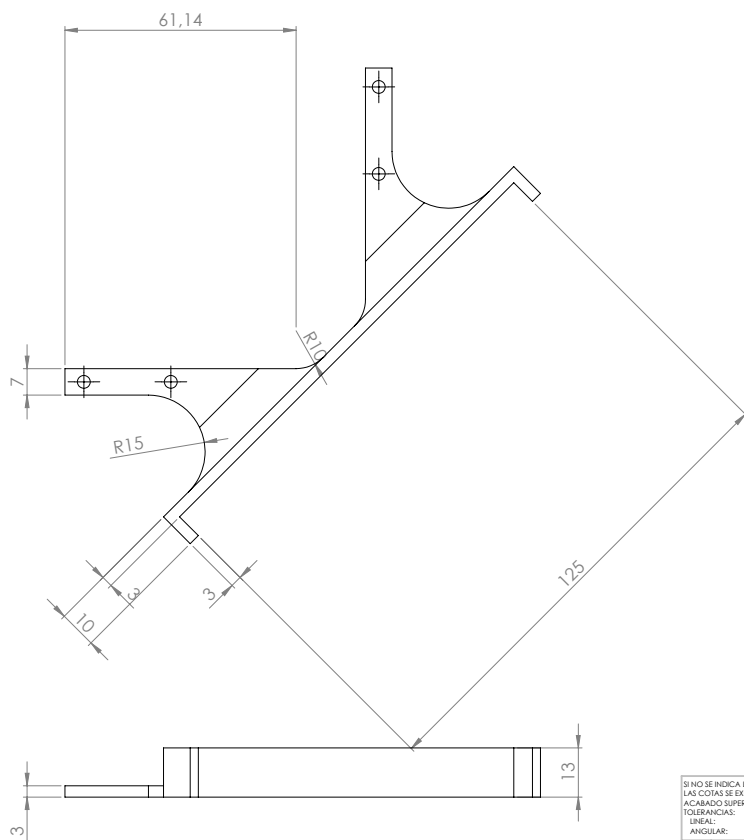
SI NO SE INDICA LO CONTRARIO: LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM ACABADO SUPERFICIAL: TOLERANCIAS: LINEAL: ANGULAR:		ACABADO:		REBARBAR Y ROMPER ARISTAS VIVAS		NO CAMBIE LA ESCALA		REVISIÓN	
		NOMBRE		FIRMA		FECHA		TÍTULO:	
DIBUJ.								Junta brazo-plataforma	
VERIF.									
APROB.									
FABR.									
CALID.						MATERIAL:		N.º DE DIBUJO	
						PLA Impreso		Junta brazo-plataforma	
						PESO:		ESCALA: 1:1	
								HOJA 7 DE 10	



SI NO SE INDICA LO CONTRARIO: LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM ACABADO SUPERFICIAL: TOLERANCIAS: LINEAL: ANGULAR:		ACABADO:		REBARBAR Y ROMPER ARISTAS VIVAS		NO CAMBIE LA ESCALA		REVISIÓN	
						TÍTULO: <h1>Soporte motor</h1>			
NOMBRE		FIRMA		FECHA		MATERIAL:		N.º DE DIBUJO	
						PLA Impreso		Soporte motor	
DIBUJ.								A4	
VERIF.									
APROB.									
FABR.									
CALID.									
PESO:				ESCALA: 1:1				HOJA 8 DE 10	



SI NO SE INDICA LO CONTRARIO: LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM ACABADO SUPERFICIAL: TOLERANCIAS: LINEAL: ANGULAR:				ACABADO:		REBARBAR Y ROMPER ARISTAS VIVAS	NO CAMBIE LA ESCALA	REVISIÓN
DIBUJ.	NOMBRE	FIRMA	FECHA				TÍTULO:	
VERIF.							Torreta US	
APROB.								
FABR.							Torreta US	
CALID.								
						MATERIAL: PLA impreso	Nº DE DIBUJO	A3
						PESO:	ESCALA:1:1	HOJA 9 DE 10



SI NO SE INDICA LO CONTRARIO: LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM ACABADO SUPERFICIAL: TOLERANCIAS: LINEAL: - ANGULAR: -				ACABADO:		REBARBAR Y ROMPER ARISTAS VIVAS	NO CAMBIE LA ESCALA	REVISIÓN
DIBUJ.	NOMBRE	FIRMA	FECHA				TÍTULO:	
VERIF.							Anclaje batería	
APROB.								
FABR.							Nº DE DIBUJO	
CALID.						MATERIAL: PLA impreso	Anclaje batería	
						PESO:	ESCALA: 1:1	A3
							HOJA 10 DE 10	